

# Entwicklung eines Verfahrens zur Optimierung von Mehrkomponenten-Schiffspropulsoren für schnelle Schiffe

Von der Fakultät für Ingenieurwissenschaften, Abteilung Maschinenbau der  
Universität Duisburg-Essen  
zur Erlangung des akademischen Grades

DOKTOR-INGENIEUR

genehmigte Dissertation

von

Max Steden  
aus  
Detmold

Referent: Prof. Dr. Abdel-Maksoud  
Korreferent: Prof. Dr. el Moctar

Tag der mündlichen Prüfung: 13.07.2010

## Vorwort

Die vorliegende Arbeit entstand im Rahmen meiner Tätigkeit als wissenschaftlicher Mitarbeiter am Institut für Schiffstechnik und Transportsysteme der Universität Duisburg-Essen.

Ein besonderes Wort des Dankes möchte ich an meinen Doktorvater Prof. M. Abdel-Maksoud richten, der mir in dieser Zeit sehr viel Geduld entgegenbrachte und mit wertvollen Ratschlägen für das Gelingen der Arbeit sorgte, sowie Herrn Prof. B. Ould el Moctar. Für die Zusammenarbeit und Unterstützung seitens meiner Kollegen am Institut für Schiffstechnik und Transportsysteme möchte ich mich herzlich bedanken. Insbesondere möchte ich meinem Kollegen Herrn Jochen Hundemer meinen Dank aussprechen, der mir das von ihm entwickelte Verfahren zur Verfügung stellte und mir mit seinen Erfahrungen immer tatkräftig zur Seite stand.

Meiner Frau bin ich für die Geduld und Ausdauer während der endlos scheinenden Arbeit dankbar. Mit Ihrem Beistand hat sie einen wichtigen Beitrag zum Gelingen meiner Doktorarbeit geleistet. Weiterhin danke ich meinen Eltern für ihre Unterstützung und die Motivation von ihrer Seite.

Mein Dank richtet sich auch an die Deutsche Forschungsgemeinschaft, mit deren finanzieller Förderung ich ein erfolgreiches Forschungsprojekt zum Abschluß bringen konnte.

Kiel, im Sommer 2010

Max Steden

## Zusammenfassung

Der Entwurf eines Mehrkomponenten-Schiffspropulsors für schnelle Schiffe bedeutet eine besondere Herausforderung, bietet aber auch besondere Möglichkeiten. Derartige Propulsoren stellen in einem bestimmten Geschwindigkeitsbereich ein alternatives Propulsionskonzept zu konventionellen Propellern dar. Der beschriebene Mehrkomponenten-Schiffspropulsor besteht aus einem Rotor samt Nabe, einem Stator und einer Ummantelung. Die komplexen Wechselwirkungen unter den einzelnen Komponenten erschweren den Entwurf des Propulsors. Das Entwurfsziel ist die Maximierung des Wirkungsgrades unter Vermeidung von Kavitationserscheinungen.

In dem entwickelten Verfahren werden Methoden zur Simulation der Strömung effizient eingesetzt und miteinander gekoppelt. Ein Optimierungsalgorithmus liefert Vorgaben zur Erzeugung der Propulsorgeometrien, deren Umströmung automatisch simuliert und bewertet wird. Durch die Formulierung der Bewertungsfunktionen wird der Schwerpunkt des Entwurfs definiert. Das Ziel des Verfahrens ist die Ermittlung einer Geometrie, die einen optimalen Kompromiss zwischen den Bewertungskriterien darstellt.

Das Verfahren wurde zur Erprobung angewendet. Nach einer Vielzahl von Auswertungen geometrischer Varianten werden Rückschlüsse auf die Wechselwirkungen unter den Komponenten gezogen und es wird eine optimierte Geometrie ausgewählt. Das Ergebnis ist ein Propulsor, der die geforderten Randbedingungen erfüllt, nahezu kavitationsfrei arbeitet und einen gesteigerten Wirkungsgrad gegenüber einem konventionellen Propeller aufweist.

Zur Validierung des Verfahrens wurde ein optimierter Mehrkomponenten-Schiffspropulsor im Modellmaßstab gebaut und untersucht. Die Versuchsergebnisse weisen eine gute Übereinstimmung mit den Simulationsergebnissen auf. Anschließend wurde in einer weiteren Anwendung des Verfahrens gezeigt, dass das Verfahren die gezielte Veränderung bestimmter Eigenschaften ermöglicht.

# Inhaltsverzeichnis

<b>1</b>	<b>Einleitung</b>	<b>6</b>
1.1	Theoretischer Hintergrund . . . . .	6
1.2	Propulsionskonzepte für schnelle Schiffe . . . . .	9
1.3	Ziel der Arbeit . . . . .	12
1.4	Erreichter Fortschritt . . . . .	13
1.5	Aufbau der Arbeit . . . . .	13
<b>2</b>	<b>Stand der Technik</b>	<b>14</b>
<b>3</b>	<b>Problembeschreibung</b>	<b>18</b>
3.1	Linearjet . . . . .	19
3.2	Entwurf . . . . .	20
<b>4</b>	<b>Strömungsberechnungsmethoden</b>	<b>23</b>
4.1	Randelemente-Methode . . . . .	25
4.2	Feldmethode . . . . .	28
4.3	Modellierung des Rotoreinflusses . . . . .	32
4.3.1	Rotor-Stator-Simulation . . . . .	33
4.3.2	Quasistationäre Methode . . . . .	33
4.3.3	Propellermodell . . . . .	34
<b>5</b>	<b>Entwurfsverfahren</b>	<b>39</b>
5.1	Arbeitsschritte für den Entwurf . . . . .	39
5.2	Optimierungsverfahren . . . . .	43
5.3	Schnittstelle . . . . .	44
5.4	Zielfunktion . . . . .	48
5.5	Geometriebeschreibung . . . . .	50
5.6	Oberflächenvernetzung . . . . .	54
5.7	Volumenvernetzung . . . . .	57
<b>6</b>	<b>Numerische Berechnung</b>	<b>60</b>
6.1	Ergebnisse und Validierung der Randelemente-Methode . . . . .	61
6.2	Validierung des Propellermodells in der Feldmethode . . . . .	63
6.3	Einfluß der Diskretisierung . . . . .	67
6.4	Einfluß der relativen Flügelstellung . . . . .	67
6.5	Optimierungsläufe . . . . .	69
6.5.1	Erste Linearjetoptimierung . . . . .	70
6.5.2	Zweite Linearjetoptimierung . . . . .	72
<b>7</b>	<b>Experimentelle Untersuchungen</b>	<b>90</b>
7.1	Modellbeschreibung . . . . .	90
7.2	Versuchsaufbau . . . . .	92



7.2.1	Versuche in der Schlepprinne . . . . .	92
7.2.2	Versuche im Kavitationstunnel . . . . .	94
7.3	Versuchsdurchführung . . . . .	94
7.3.1	Leerlaufversuche . . . . .	94
7.3.2	Freifahrtversuche . . . . .	94
7.3.3	Kavitationsversuche . . . . .	95
7.4	V Versuchsergebnisse . . . . .	95
7.4.1	Kennlinien . . . . .	95
7.4.2	Kavitationseigenschaften . . . . .	97
<b>8</b>	<b>Gesamtergebnisse und Validierung</b>	<b>104</b>
8.1	Geometrische Modifikation und Maßstabeffekte . . . . .	104
8.2	Vergleich der geometrischen Eigenschaften . . . . .	106
8.2.1	Kennlinien . . . . .	107
8.2.2	Kavitation . . . . .	109
8.3	Entwurfsempfehlungen . . . . .	110
<b>9</b>	<b>Zusammenfassung und Ausblick</b>	<b>112</b>
<b>10</b>	<b>Ausgewählte Symbole und Abkürzungen</b>	<b>114</b>
10.1	Symbole . . . . .	114
10.2	Abkürzungen . . . . .	115

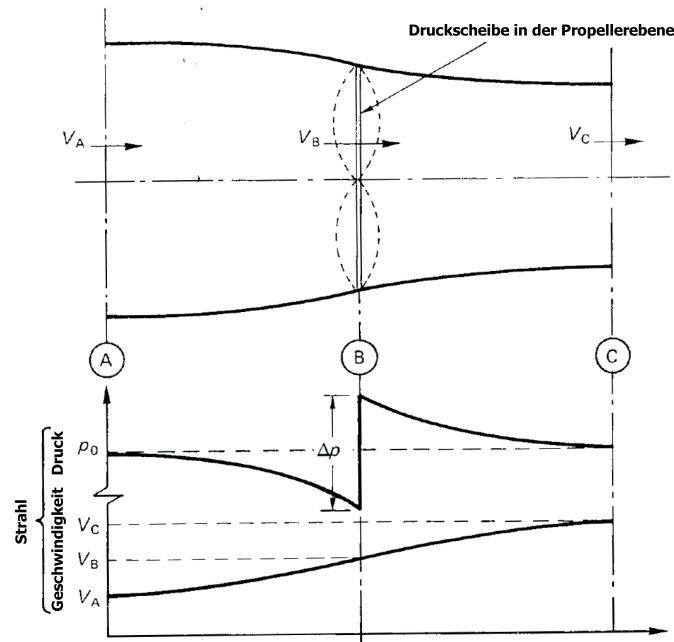
# 1 Einleitung

Schnelle Schiffe benötigen Propulsoren, die bei hohen Geschwindigkeiten möglichst kavitationsfrei arbeiten. In der Minimierung von Kavitation liegt neben der Maximierung des Wirkungsgrades eine der Hauptaufgaben beim Entwurf eines Propulsors. Kavitation ist eine unerwünschte Erscheinung, die Erosion und Geräuschentwicklung verursachen kann. Weiterhin kann sie zu einem Schubabfall führen, der sich sehr negativ auf den Wirkungsgrad auswirkt. Eine Alternative zum konventionellen Propeller als Propulsor für schnelle Schiffe ist der Wasserstrahlantrieb, bei dem diese Probleme im Betriebspunkt nicht in ausgeprägter Form bestehen. Zwischen dem Geschwindigkeitsbereich konventioneller Propeller und dem Bereich, in dem Wasserstrahlantriebe hohe Wirkungsgrade erreichen, liegt ein Bereich, in dem sich auch Mehrkomponenten-Schiffspropulsoren vorteilhaft zeigen. Der hier behandelte Propulsor wird als Linearjet bezeichnet. Er bietet den Vorteil eines guten Wirkungsgrades in einem Geschwindigkeitsbereich zwischen ca. 25 und 35 Knoten. Ein solcher Propulsor verfügt über einen Rotor samt Nabe und eine Ummantelung in Verbindung mit einem Stator. Die Wechselwirkungen der vier Komponenten dieses Propulsors sind sehr komplex und Erfahrungen mit dieser Propulsorart sind auf wenige schiffbauliche Anwendungen begrenzt. Die Übertragung von Erfahrungen bei ähnlichen Propulsoren ist nur eingeschränkt möglich. Durch die Nutzung der Wechselwirkungen unter den Komponenten kann jedoch ein optimal an die individuellen Gegebenheiten angepaßter Propulsor entworfen werden. Daher wurde in der vorliegenden Arbeit ein Verfahren zur automatischen Optimierung eines Linearjets als Beispiel für einen Mehrkomponenten-Schiffspropulsor entwickelt. Dabei wird eine Vielzahl möglicher geometrischer Varianten mit Hilfe von Methoden zur Strömungssimulation automatisch bewertet. Als Vorgabe wird ein zu erreichender Gesamtschub des Propulsors unter Einhaltung eines maximalen Durchmessers bei einer gegebenen Schiffsgeschwindigkeit verwendet. Als Vereinfachung wird ein homogener Nachstrom angenommen und der Einfluß des Schiffes auf den Nachstrom nicht berücksichtigt. Das Verfahren dient dazu, die Geometrie eines Linearjets mit guten hydrodynamischen Eigenschaften für einen bestimmten Betriebszustand eines Schiffes zu bestimmen. Weiterhin können aus den Auswertungen der Vielzahl geometrischer Varianten während der Optimierung Abhängigkeiten und Wechselwirkungen zwischen den einzelnen Komponenten abgeleitet werden.

## 1.1 Theoretischer Hintergrund

Die komplexe dreidimensionale Umströmung des Propellers kann auf verschiedene Weisen vereinfacht werden. Laut Lewis [1] konnte die physikalische Erläuterung der Propellerwirkung früher durch zwei Theorien erfolgen, die auf Rankine basierende Impulstheorie und die von W. Froude entwickelte Profiltheorie. Später folgten rechenaufwändigere Methoden wie die Zirkulationstheorie und das RANSE-Verfahren (Reynolds Averaged Navier-Stokes Equation).

In der auch als Strahltheorie bezeichneten Impulstheorie wird die Schubwirkung des Propellers lediglich durch die Impulsänderung erklärt. Die Wirkungsweise des Propellers wird durch einen Drucksprung in der Propellerebene ersetzt, wobei sowohl die Reibung als auch die Inhomogenität des Nachstroms des Schiffes vernachlässigt werden. Eine Prinzipskizze eines solchen Drucksprungs ist in Abbildung 1.1 dargestellt.



**Abbildung 1.1:** Drucksprung nach der Impulstheorie entsprechend Carlton [2]

Die ungestörte Anströmgeschwindigkeit  $V_A$  in der Ebene A erfährt eine Beschleunigung im gesamten betrachteten Bereich, bis die Strahlgeschwindigkeit  $V_C$  in der Ebene C erreicht wird, die im folgenden  $V_J$  genannt wird. Anhand des Impulssatzes und der Kontinuitätsbedingung lässt sich zeigen, dass die Hälfte der Beschleunigung vor der Propellerebene stattfindet und die verbleibende Hälfte dahinter. Aufgrund der Kontinuitätsbedingung erfährt der beschleunigte Strom eine Einschnürung. Nach dem Gesetz von Bernoulli erfolgt eine Absenkung des Drucks der ungestörten Zuströmung  $p_0$  während der Beschleunigung. In der Ebene B erfolgt ein Drucksprung  $\Delta p$ , der die Wirkung des Propellers darstellt. Die Höhe des Drucksprungs entspricht dabei dem Gesamtschub  $T$  des Propellers bezogen auf seine Kreisfläche. In den Ebenen A und C herrscht der lokale hydrostatische Druck  $p_0$ .

Bei dieser Betrachtung werden folgende Annahmen getroffen:

- Der Propeller arbeitet in idealem Fluid, daher treten keine Reibungsverluste auf.
- Der Propeller kann durch eine Druckscheibe ersetzt werden. Die Flügelzahl wird als unendlich angenommen.
- Der Propeller bewirkt eine rein axiale Beschleunigung des Fluids.

Die Impulstheorie lieferte die Erkenntnis, dass der ideale Propeller einen maximal erreichbaren Wirkungsgrad, den idealen Wirkungsgrad, besitzt. Dieser hängt lediglich von der ungestörten Anströmgeschwindigkeit und dem Gesamtschub ab. Der ideale Wirkungsgrad  $\eta_{id}$  ergibt sich daraus, dass dem Wasser die kinetische Energie  $E_{kin}$  zugeführt wird. Diese Energie wird auch als induzierter Widerstand bezeichnet. Der ideale Wirkungsgrad entspricht dem Verhältnis der genutzten zur aufgebrachten Energie, das auch durch die o.g. Geschwindigkeiten und den Massefluß  $\dot{m}$  beschrieben werden kann:

$$\eta_{id} = \frac{TV_A}{TV_A + \dot{E}_{kin}} = \frac{\dot{m}V_A(V_J - V_A)}{\dot{m}V_A(V_J - V_A) + \frac{1}{2}\dot{m}(V_J - V_A)^2} \quad (1.1)$$

Alternativ kann der ideale Wirkungsgrad in Abhängigkeit vom Schubbelastungsgrad  $c_{TH}$  dargestellt werden, der mit der Propellerkreisfläche  $A_P$  gebildet wird:

$$c_{TH} = \frac{T}{\frac{1}{2}\rho A_P V_A^2} = \frac{V_J^2 - V_A^2}{V_A^2} \quad (1.2)$$

$$\eta_{id} = \frac{2}{1 + \sqrt{1 + c_{TH}}} \quad (1.3)$$

Von Dickmann und Weissinger [3] wie auch von Schmiechen [4] wird die ideale Strömung um den Propulsor betrachtet. Dickmann behandelt die Theorie optimaler Düsenpropeller bei kleinen Fortschrittsgraden, die Beschleunigungsdüsen verwenden. Dabei wird ein gegenüber dieser Arbeit grundlegend unterschiedlicher Zweck der Düse verfolgt, indem die Beschleunigungsdüse einen erheblichen Anteil des Schubes liefert. Schmiechen betrachtet den Propeller als Energiezuführungsorgan, wobei sich die Schubwirkung beiläufig ergibt. Da sich aus der Beaufschlagung mit Druck in Form eines Sprunges entsprechend dem Gesetz von Bernoulli eine abrupte Geschwindigkeitserhöhung ergibt, der aufgrund der Kontinuitätsgleichung innerhalb eines Mantels physikalisch nicht möglich ist, verwendet er anstatt des Drucksprunges ein Propellermodell in Form eines homogenen Kraftfeldes. Dieses entspricht hinsichtlich seiner axialen Ausdehnung etwa der Geometrie des Propellers.

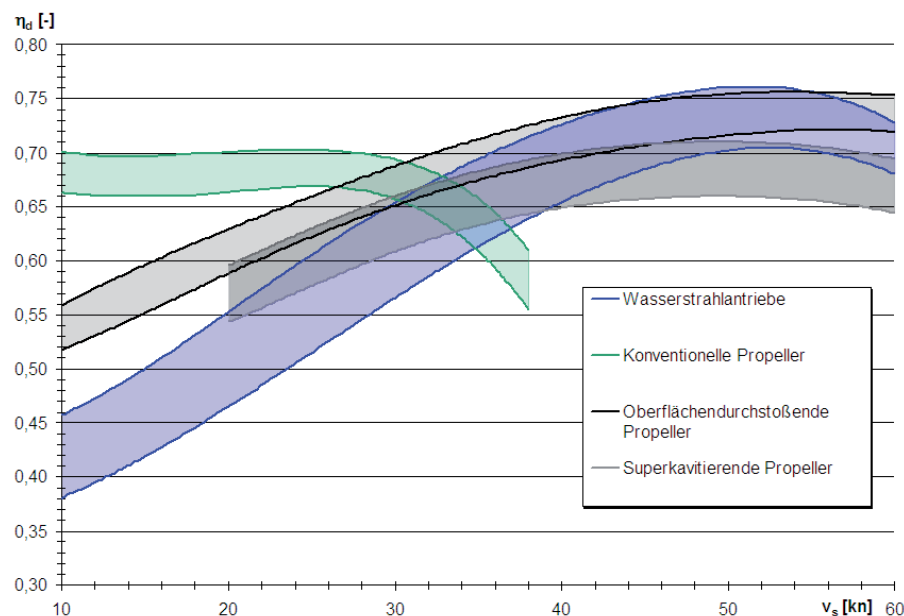
In der Profiltheorie wird der Flügel in einzelne Profilschnittelemente unterteilt und die daran wirkenden Kräfte anhand von empirisch ermittelten Auftriebs- und Widerstandsbeiwerten an bekannten Profilen bestimmt. Die Integration dieser Kräfte liefert die Propellerwirkung. Aufgrund einer Unterbewertung der vom Propeller induzierten Geschwindigkeiten führte diese Theorie anfänglich zu unrealistisch hohen Wirkungsgraden. Bei Verwendung des entsprechend korrigierten Anströmvektors können die in zweidimensionalen Windkanalversuchen ermittelten Auftriebs- und Widerstandsbeiwerte zur Ermittlung der Kräfte und Momente am Propeller verwendet werden [2]. Ein mathematisches Modell zur Berechnung von Auftriebskräften an Profilen war die im Bereich der Aerodynamik von Lanchester entwickelte Zirkulationstheorie, die durch Betz und Prandtl auf die Hydrodynamik übertragen wurde [1]. Darin werden die Impulsänderungen im Fluid mit den am Flügel auftretenden Kräften in Bezug gebracht. Die Umströmung von Profilen wird in Form einer Zirkulation beschrieben, die einen zur Zirkulationsachse senkrechten Kraftvektor bewirkt. Im Fall des Propellers ergeben sich am Flügelende bzw. bei jeder Änderung der Zirkulation entlang der radial verlaufenden Zirkulationslinie Wirbelfäden, die helixförmig vom Propellerflügel abgehen. Am Linearjet verbleibt unter Vernachlässigung des Spaltes zwischen Rotor und Mantel an der Rotorspitze eine Zirkulation, die sich in der Ringwirbelschicht am Mantel und an der Strahlgrenze fortsetzt. Wird hingegen theoretisch ein großer Spalt zwischen Rotor und Mantel berücksichtigt, endet die Zirkulation an der Flügelspitze im Spitzenwirbel, der unabhängig von der Ringwirbelschicht abfließt. Ebenso bleibt in diesem Fall die Zirkulation am Mantel von der Rotorwirkung unbeeinflusst. Die Betrachtung der Zirkulation an Rotor und Mantel mit einem gewöhnlichen Spalt führt zu dem Ergebnis, dass sich die Wirbel beider Propulsorkomponenten gegenseitig beeinflussen und dass sich Zirkulationen zwischen den beiden genannten idealisierten Fällen einstellen.

Die Zirkulationstheorie wurde mehrfach weiterentwickelt und liefert in Form des durch Lerbs entwickelten Traglinienverfahrens für leicht bis mäßig belastete Propeller zufriedenstellende Ergebnisse. Eine Weiterentwicklung stellt die Verteilung der Zirkulation entlang der Profelsehne dar. Diese

Methode bereitet an der Profileintrittskante und im Nabenbereich teilweise Probleme. Eine darauf aufbauende Randelemente-Methode wird als Panel-Verfahren bezeichnet. Durch die Abbildung der Propellerkomponenten in Form von sogenannten Paneelen und deren Belegung mit Singularitäten kann die Berechnung der Potentialströmung unter Berücksichtigung der Profildicke erfolgen. In dieser Arbeit wird eine entsprechende Methode verwendet, die im Folgenden als Potentialverfahren bezeichnet und in Kapitel 4.1 ausführlich erläutert wird. Ausserdem wird das in Kapitel 4.2 beschriebene RANSE-Verfahren verwendet, das bei der Simulation der Umströmung des Propulsors sowohl die Viskosität als auch die Turbulenz des Fluids berücksichtigt. Es ist wesentlich rechenaufwändiger als das Potentialverfahren, liefert jedoch auch genauere Ergebnisse und detailliertere Informationen über die Strömungsverhältnisse.

## 1.2 Propulsionskonzepte für schnelle Schiffe

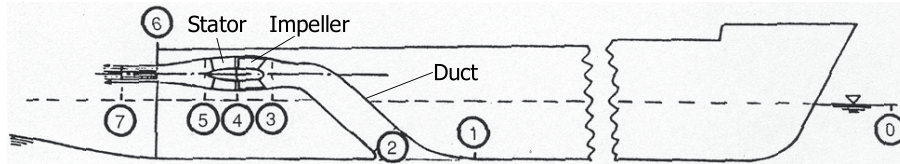
Für schnelle Schiffe gibt es verschiedene Alternativen zum konventionellen Propeller. Zur Propulsion bei hohen Geschwindigkeiten sind Wasserstrahlantriebe weit verbreitet; aber auch oberflächendurchstoßende und superkavitierende Propeller weisen in bestimmten Geschwindigkeitsbereichen gute Eigenschaften auf. In Abbildung 1.2 ist jeweils ein Bereich erzielbarer Propulsionsgütegrade der verschiedenen Propulsoren aufgetragen.



**Abbildung 1.2:** Propulsionsgütegrad von Propulsionssystemen nach Kim [5]

Der Propulsionsgütegrad stellt das Verhältnis der Schleppleistung des Schiffes zur Drehleistung der Propellerwelle dar. Ein Wasserstrahlantrieb ist ein im Schiff integrierter Propulsor, dessen theoretisch erreichbarer Wirkungsgrad von der Bauweise abhängt. Gewöhnlich wird das Wasser in eine Öffnung im Schiffsboden eingesogen und in Richtung des Impellers umgelenkt. Wie in Abbildung 1.3 dargestellt, wird das Wasser dem sogenannten „Duct“ folgend auf die geometrische Höhe des

Impellers angehoben. Vom Impeller wird analog zur Wirkweise des konventionellen Propellers der Druck erhöht, so dass das Wasser die Düse am Heck des Schiffes mit einer erhöhten Geschwindigkeit verlässt.



**Abbildung 1.3:** Prinzipskizze des Wasserstrahlantriebs nach Faltinsen [6]

Die in Abbildung 1.3 aufgeführten numerierten Positionen werden wie folgt beschrieben:

- (0) Ungestörte Zuströmung weit vor dem Schiff
- (1) Ausreichend weit vor der Einlauframpe, bevor Einlaufverluste auftreten
- (2) Einlaufströmung
- (3) Kurz vor dem Impeller
- (4) Zwischen Impeller und Stator
- (5) Hinter dem Stator
- (6) In der Düsenauslassebene
- (7) Hinter der Düsenauslassebene, wo der Druck im Strahl dem Umgebungsdruck entspricht

Theoretisch ist bei einem Einlass am Bug des Schiffes und einer reibungsfreien Zuführung des Wassers zum Impeller, abgesehen vom Pumpenwirkungsgrad, der ideale Wirkungsgrad entsprechend Gleichung 1.1 erreichbar. Die kinetische Energie des Volumenstromes am Einlauf in den Propulsor könnte unter den genannten Umständen vollkommen ausgenutzt werden. In Abbildung 1.4 ist der Wirkungsgrad  $\eta_j$  über dem Geschwindigkeitsverhältnis  $\mu = V_A/V_J$  in Abhängigkeit vom Energieverlust dargestellt. Der Anteil des Energieverlustes an der kinetischen Energie am Einlauf ist mit  $\zeta$  bezeichnet. Im oben genannten Fall bewegt man sich auf der Kurve des maximal dargestellten Wirkungsgrades bei  $\zeta = 0$ . Bei einem Geschwindigkeitsverhältnis  $\mu = 1$  würde von einem verlustfreien Propulsor ( $\zeta = 0$ ) ein Wirkungsgrad  $\eta_j = 1.0$  erreicht. Allerdings bedeutet dieses Geschwindigkeitsverhältnis auch, dass kein Schub generiert würde.

Bei einem Geschwindigkeitsverhältnis  $\mu < 1$  entspricht der Schub eines verlustfreien Propulsors der Impulsänderung:

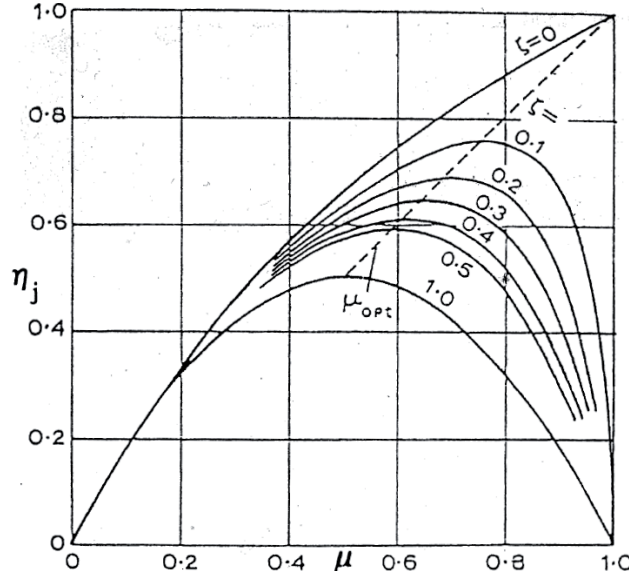
$$T = \dot{m}(V_J - V_A) \quad (1.4)$$

Unter der Annahme einer homogenen Geschwindigkeitsverteilung im Strahlquerschnitt entspricht der Massefluß  $\dot{m}$ :

$$\dot{m} = \frac{\pi}{4} \rho D_J^2 V_J \quad (1.5)$$

Aus den Gleichungen 1.4 und 1.5 ergibt sich für die Strahlquerschnittsfläche folgende Abhängigkeit:

$$A_J = \frac{\pi}{4} D_J^2 = \frac{T}{\rho V_J (V_J - V_A)} \quad (1.6)$$



**Abbildung 1.4:** Idealer Strahlwirkungsgrad in Abhängigkeit vom Verlustanteil nach Allison [7]

Da die in Gleichung 1.2 verwendete Propellerkreisfläche  $A_P$  beim Wasserstrahlantrieb aufgrund der Führung des Wassers durch den Propulsor zur Definition des Schubbelastungsgrades nicht verwendet werden kann, wird an ihrer Stelle gewöhnlich die Strahlquerschnittsfläche  $A_J$  verwendet:

$$c_T = \frac{T}{\frac{1}{2}\rho A_J V_A^2} = \frac{2V_J(V_J - V_A)}{V_A^2} \quad (1.7)$$

Unter Verwendung dieser Definition des Schubbelastungsgrades ergibt sich der ideale Wirkungsgrad  $\eta_{id}$  des Wasserstrahlantriebes entsprechend [7] zu:

$$\eta_{id} = \frac{4}{3 + \sqrt{1 + 2c_T}} = \frac{2V_A}{V_J + V_A} \quad (1.8)$$

Dabei wird ebenfalls von einer Verlustfreiheit ( $\zeta = 0$ ) ausgegangen. Wird der Einlauf aber im Boden des Schiffes parallel zur Strömung vorgesehen, so kann die kinetische Energie am Einlauf nicht genutzt werden ( $\zeta = 1$ ). Die aufzubringende kinetische Energie hängt dann nur von der Strahlggeschwindigkeit ab. Der ideale Wirkungsgrad ergibt sich so zu:

$$\eta_{id} = \frac{TV_A}{E_{kin}} = \frac{\dot{m}V_A(V_J - V_A)}{\frac{1}{2}\dot{m}V_J^2} = \frac{2V_A(V_J - V_A)}{V_J^2} \quad (1.9)$$

Damit ist bei einem Geschwindigkeitsverhältnis von  $V_J = 2V_A$  der maximale ideale Wirkungsgrad von fünfzig Prozent zu erreichen [1],[7].

Gebaute Wasserstrahlantriebe entsprechen prinzipiell der in Abbildung 1.3 dargestellten Skizze und liegen zwischen den beiden genannten Extremfällen ( $0 \leq \zeta \leq 1$ ). Sie nutzen einen Teil der kinetischen Energie am Einlauf, lenken das Wasser um und heben es auf die Höhe des Impellers an. Das ungestörte Wasser bei Position (0) in Abbildung 1.3 wird bereits in Position (1) durch das Schiff beeinflusst. Von dort erfolgt nach der Umlenkung über Position (2) bis Position (3) die Anhebung und Zuführung des Wassers zum Impeller. Durch die Aufweitung des Ducts im Bereich bis zum Impeller erfolgt eine Anhebung des Druckniveaus, die das Kavitationsrisiko am Impeller reduziert. Der Impellerbetrieb bewirkt eine Druckerhöhung zwischen Position (3) und (4). Anschließend

durchläuft das Wasser bis Position (5) den Stator, der mit Hilfe einer Energierückgewinnung durch Entdrallung einen Schubbeitrag leistet. Die Einschnürung des Wasserstrahls durch die Düse bis zur Position (6) bewirkt eine Beschleunigung des Strahls, die zur Erzeugung von Schub beiträgt. In Position (7) im Wasserstrahl entspricht der Druck dem Umgebungsdruck.

Die in Abbildung 1.2 „oberflächendurchstoßend“ genannten Propeller werden auch als teilgetauchte Propeller bezeichnet. Sie durchstoßen im normalen Betrieb die Wasseroberfläche. Daher können sie wesentlich größer gebaut werden als konventionelle Propeller und decken einen größeren Bereich des Schiffsnachstroms zur Erzeugung von Schub ab. Das Eintreten in die Wasseroberfläche hat zur Folge, dass die Propellerflügel teilweise von einem Luftfilm bedeckt sind, der den Reibungswiderstand reduziert. Laut Faltinsen [6] sind sowohl teilgetauchte Propeller als auch die im folgenden beschriebenen superkavitierenden Propeller erst ab einer Schiffsgeschwindigkeit von 40kn zu empfehlen.

Superkavitierende Propeller verfügen über Profilschnitte, die kurz hinter der Eintrittskante eine scharfe Kante aufweisen, welche eine definierte Kavitationsblase erzeugt. Diese erstreckt sich über die gesamte Saugseite des Profils. Der Schub wird im Gegensatz zum konventionellen Propeller lediglich auf der Druckseite generiert. Da die Kavitationsblase nicht im Bereich der Flügeloberfläche zusammenfällt, verursacht sie keine Erosionschäden und Vibrationen. Aufgrund der beschriebenen Wirkweise ist sowohl mit superkavitierenden Propellern als auch mit oberflächendurchstoßenden Propellern ein für große Schiffe nicht ausreichender Schub zu erreichen.

Wegen des theoretisch erreichbaren hohen Wirkungsgrades und der vielseitigen Entwurfsmöglichkeiten hat der hier untersuchte Mehrkomponenten-Schiffspropulsor das Potential, im Geschwindigkeitsbereich zwischen 25 und 35kn eine Alternative zu den genannten Propulsoren darzustellen. Ein weiterer Vorteil des Linearjets gegenüber dem Wasserstrahlantrieb ist sein geringeres Gewicht.

### 1.3 Ziel der Arbeit

Das Ziel dieser Arbeit ist die Entwicklung eines Verfahrens zum Entwurf eines Mehrkomponenten-Schiffspropulsors unter Berücksichtigung der Viskosität, sowie von Drall- und Spalteffekten in der Strömung. Das Verfahren soll eingesetzt werden, um einen Propulsor für den Geschwindigkeitsbereich zwischen 25 und 35kn zu entwerfen. Das Strömungsbild eines Propellers mit idealem Wirkungsgrad kann von einem optimal bemessenen ummantelten Propeller mit einer Komponente zur Drallrückgewinnung annähernd erreicht werden. Der betrachtete Linearjet enthält deshalb ausser dem Rotor einen Stator und einen Mantel, der beide Komponenten umgibt. Die Nabe des Propulsors ist in einen rotierenden und einen festen Bereich unterteilt. Das Verfahren soll einen Optimierungsalgorithmus verwenden, um einen erfolgversprechenden, weitestgehend automatischen Entwurfsprozess eines kompakten Propulsors zu bieten. Dabei sollen Verfahren zur Simulation der Strömung effizient eingesetzt und miteinander gekoppelt werden.

Der Mehrkomponenten-Schiffspropulsor soll einen höheren Propulsionsgütegrad als ein konventioneller Propeller erreichen und im Auslegungspunkt kavitationsfrei und damit schwingungs- und geräuscharm arbeiten. Entsprechend Jürgens und Heinke [8] ist wegen des völligen Verlaufs der Wirkungsgradkurve über der Fortschrittsziffer bei dieser Propulsorart auch in abweichenden Betriebszuständen gegenüber dem Auslegungspunkt mit besseren Kennwerten als bei konventionellen Propellern zu rechnen. Ein Vorteil des Mehrkomponenten-Propulsors kann auch darin bestehen, dass bei dem kompakten Propulsorsystem eine geringere Drehzahl bei gleichem Rotordurchmesser bzw. die gleiche Drehzahl bei kleinerem Rotordurchmesser benötigt wird, um den geforderten Schub zu erzeugen. Dieser Umstand ist bei dem zu entwickelnden Verfahren zu berücksichtigen und zu verifizieren.



## 1.4 Erreichter Fortschritt

Ein Auslegungsverfahren für einen Mehrkomponenten-Schiffspropulsor für einen höheren Geschwindigkeitsbereich war bislang unbekannt. Um der Vielzahl und Komplexität der Wechselwirkungen unter den Propulsorkomponenten zu begegnen, wurde ein Verfahren zur Optimierung von Mehrkomponenten-Schiffspropulsoren hinsichtlich Propulsionsgütegrad und Kavitationseigenschaften entwickelt und eingesetzt. Das Verfahren wird in Kapitel 5 genauer beschrieben. Es koppelt ein Optimierungsverfahren mit einer Randelemente-Methode und einer Feldmethode zur Simulation der Strömung und wertet die Ergebnisse automatisch aus.

Zur Realisierung einer Optimierung wird eine Steuerung aller verwendeten Verfahren benötigt, die eine automatische Auswertung einer Vielzahl von Entwurfsvarianten ohne Interaktion ermöglicht. Dabei sollte die Geometriebeschreibung des vollständigen Propulsors durch eine möglichst geringe Anzahl leistungsrelevanter geometrischer Parameter erfolgen. Da zur Simulation der Strömung eine Vernetzung des Propulsors benötigt wird, wurde eine zuverlässige Geometriebeschreibung und -vernetzung über einen großen Variationsbereich sichergestellt. Zur Einbeziehung der Randelemente-Methode und der Feldmethode wurde weiterhin eine sichere Kopplung der erforderlichen Oberflächen- und Volumenvernetzung im gesamten Variationsbereich entwickelt. Die ausschließliche Verwendung von Hexaedernetzen bei Anwendung der Feldmethode bedeutet eine effektive Nutzung der Rechenkapazitäten und sichert zuverlässige Ergebnisse.

Die Anwendung des Verfahrens lieferte einen kavitationsarmen Linearjet mit hohem Wirkungsgrad. Die im Bereich zwischen Rotor und Mantel auftretende Spaltkavitation war nicht zu vermeiden. Gegenüber einem konventionellen Vergleichspropeller konnte eine niedrige Drehzahl erreicht werden. Der entwickelte Propulsor zeigte wenig Anfälligkeit sowohl bei einem geänderten Betriebspunkt als auch bei Schräganströmung. Es wurde eine gute Übereinstimmung der berechneten mit experimentell ermittelten Kennwerten festgestellt. Eine zweite Anwendung des Verfahrens diente einer weiteren Erhöhung des Wirkungsgrades und der gezielten Vermeidung bestimmter Kavitationserscheinungen. Die entsprechenden rechnerisch ermittelten Verbesserungen konnten ebenfalls experimentell belegt werden.

## 1.5 Aufbau der Arbeit

In den folgenden Kapiteln wird zunächst der Stand der Technik bezüglich des rechnergestützten Entwurfs von Schiffspropulsoren mit Hilfe verschiedener Strömungsberechnungsverfahren erläutert. Anschließend wird der Linearjet hinsichtlich der Besonderheiten seines Entwurfs mit anderen Propulsoren verglichen. Im nächsten Kapitel werden die verwendeten Strömungsberechnungsverfahren bezüglich des Aufwandes und der Genauigkeit beschrieben. Anschließend wird der automatisierte Entwurfsprozess beschrieben und das Entwurfsverfahren hinsichtlich seiner Benutzung erläutert. In diesem Teil werden die enthaltenen Verfahren detailliert beschrieben. Anhand von Beispielen werden Möglichkeiten der Einflußnahme auf den Entwurfsprozess durch den Benutzer genannt. Das Kapitel zur numerischen Berechnung enthält die Ergebnisse der Anwendung der enthaltenen Verfahren zu deren Validierung und die Ergebnisse der Anwendung des gesamten Optimierungsverfahrens zur Ermittlung zweier optimierter Linearjetgeometrien für einen gegebenen Betriebszustand eines Schiffes. Eine ermittelte Geometrie wurde im Modellmaßstab gebaut und experimentell untersucht. Die Versuche und ihre Ergebnisse werden in den anschließenden Kapiteln wiedergegeben und mit den Rechenergebnissen verglichen. Aus den Erfahrungen im Umgang mit dem Verfahren und der Validierung mit Hilfe der Versuchsergebnisse werden im letzten Kapitel Empfehlungen zur Anwendung des Entwurfsverfahrens abgeleitet.

## 2 Stand der Technik

Aufgrund der wachsenden Rechenkapazitäten werden kontinuierlich sinkende Rechenzeiten bei Strömungssimulationen möglich. Dieser Umstand hat dazu geführt, dass man in der Lage ist, automatische Optimiertechniken bei der Entwicklung von Propulsionssystemen zu nutzen. In Hinblick auf derartige Techniken wird an dieser Stelle der Stand der Technik bezüglich der Auslegung von Mehrkomponenten-Schiffspropulsoren erläutert. Dazu wird der Entwurf von ähnlichen Mehrkomponenten-Schiffspropulsoren betrachtet, um einen Vergleich mit dem hier untersuchten Propulsor herzustellen. Nach der Beschreibung verfügbarer Literatur zum Linearjet [8, 9] werden am Beispiel des Wasserstrahlantriebs [7, 10, 11] unterschiedliche Vorgehensweisen zur Vereinfachung komplexer Berechnungen an Mehrkomponenten-Schiffspropulsoren erläutert. Anschließend werden Untersuchungen an ähnlichen ummantelten Propellern beschrieben [12, 13]. Dabei wird auf die Verwendung von Optimierungsverfahren im Entwurfsprozess eingegangen. Eine Arbeit, die bezüglich des verwendeten Optimierungsverfahrens dem in dieser Arbeit eingebundenen Verfahren entspricht, beschreibt den automatischen Entwurf eines konventionellen Propellers [14].

Von Jürgens und Heinke [8] wird der Linearjet in Anlehnung an das Prinzip des Wasserstrahlantriebs erläutert. Der wesentliche Unterschied liegt in der Vermeidung der geometriebedingten Anhebung und Umlenkung der Zuströmung. Die Arbeit zeigt den Einfluß verschiedener geometrischer Parameter auf die Freifahrtkurven des Propulsors. Die größten Veränderungen bewirken die Variation des Steigungsverhältnisses des Rotors und das Nabendurchmesser Verhältnis. Wie bereits Dickmann und Weissinger [3] festgestellt hatten, wurde auch in dieser Arbeit bestätigt, dass die Flügelzahl eine untergeordnete Rolle spielt. Eine Rotorsteigungsvariation um  $\pm 2.5^\circ$  bewirkt im Bereich des maximalen Wirkungsgrades eine Veränderung des Schubbeiwertes des Rotors  $K_{TR}$  von ca.  $\pm 20\%$ . Sie bewirkt weiterhin eine Veränderung des Schubbeiwertes des Stators  $K_{TS}$ , was mit der Veränderung der Drallenergie zu begründen ist. Der Vergleich des deutlich veränderten Gesamtschubbeiwertes  $K_{TG}$  und des Momentenbeiwertes  $K_Q$  gegenüber der Geometrie mit der ursprünglichen Rotorsteigung zeigt eine kleine Veränderung des Gesamtwirkungsgrades im Bereich des optimalen Wirkungsgrades, während im Bereich höherer Fortschrittsziffern größere Unterschiede zu erkennen sind. Die Ergebnisse der Variation des Nabendurchmessers um  $\pm 2\%$  zeigen ebenfalls eine deutliche Veränderung der Schubbeiwerte  $K_{TG}$  von  $\pm 6 - 8\%$ . Auch hier wird der Wirkungsgrad jedoch erst im oberen Fortschrittsziffernbereich stark beeinflusst, in dem für die Praxis nicht relevante Schubbeiwerte erreicht werden.

Der Betrachtung nur dieser zwei Variationsgrößen ist zu entnehmen, dass die Wechselwirkungen unter den Komponenten sehr komplex sind. Eine Veränderung beispielsweise des Nabendurchmesser Verhältnisses beeinflusst die mittlere Durchströmungsgeschwindigkeit und auch die Durchflußmenge des gesamten Propulsors. Eine Variation der Rotorsteigung verändert die Zu- und Durchströmung des Propulsors sowie die Drallenergie im Statorbereich. Diese Größen wirken sich wiederum auf die Geometrie einer optimalen Mantel- und Statorgeometrie aus.

Für eine anwendungsorientierte Analyse der Ergebnisse muß als weitere Größe die Kavitationsgefährdung in die Untersuchungen einbezogen werden. Daher werden von Jürgens und Heinke [8] Kavitationseigenschaften mit Hilfe eines CFD-Verfahrens (Computational Fluid Dynamics) untersucht, die mit Beobachtungen während der Versuche verglichen werden. Kavitation tritt am Rotor in erster Linie in Form von Spitzenwirbel- und Spaltkavitation auf. Ausserdem tritt an der

Saugseite des Stators Schichtkavitation im Bereich der radial inneren und äußeren Flügelschnitte auf. Die Entdrallung durch den Stator und damit eine Verringerung der Drallverluste ist deutlich erkennbar. Der untersuchte Propulsor zeigt einen hohen Wirkungsgrad und wenig Sensibilität auf Schräganströmung bis zu einem Winkel von  $5^\circ$ . Weiterhin werden in der beschriebenen Arbeit Maßstabseffekte untersucht. Die berechneten hydrodynamischen Daten der einzelnen Komponenten zeigen, dass der Gesamtwirkungsgrad des Propulsors in der Großausführung gegenüber dem Modellmaßstab um über 5% erhöht ist. Die Untersuchungsergebnisse zeigen, dass der Propulsor eine sinnvolle Ergänzung der bisher verfügbaren Propulsoren darstellt.

Auch Heinke und Hellwig [9] behandeln die Entwicklung im Bereich tiefgetauchter Wasserstrahlantriebe, jedoch mit Bezug auf eine andere Entwicklungschance. Hier wird die Möglichkeit der Abgasansaugung im Austrittsbereich der Düse untersucht. Es wird sowohl numerisch als auch experimentell festgestellt, dass eine Abgasansaugung durch diese Propulsorart möglich ist. Weiterhin wird betont, dass der Entwurf eine komplexe Aufgabe darstellt und eine Optimierung bzgl. des Wirkungsgrades und der Kavitation notwendig ist.

Allison [7] beschreibt die geschichtliche Entwicklung und Funktionsweise von Wasserstrahlantrieben. Aufgrund von Verlusten durch die baulich bedingte Umlenkung und Anhebung des Wassers können Wasserstrahlantriebe nicht die Wirkungsgrade von konventionellen Propellern erreichen. Unter Berücksichtigung sekundärer Effekte überwiegen bei schnellen Schiffen dennoch die Vorteile. Diese Antriebsart ist daher im Bereich hoher Geschwindigkeiten anzuwenden und erreicht dort relativ hohe Wirkungsgrade. Allison teilt die Verluste des gesamten Antriebs in den Verlust am Einlauf, in der Pumpe, in der Düse, infolge der Anhebung des Wassers sowie mechanische Verluste auf.

Kerwin [10] beschreibt die Auslegung von Wasserstrahlantrieben. Die Herausforderungen sind ähnlich denen am Linearjet und teilweise übertragbar. Die erste wichtige Festlegung ist die Definition der Systemgrenzen, innerhalb derer die Wirkung des untersuchten Antriebs betrachtet wird. Dabei ist darauf zu achten, dass diese Grenzen im Bereich möglicher Betriebszustände den gesamten Einlaufbereich berücksichtigen, in dem das Wasser von vor dem Antrieb bis in einen Bereich weit hinter dem Antrieb gelangt. Dadurch, dass sich der Einlauf des Propulsors im Grenzschichtbereich des Rumpfes befindet, ergibt sich schon im vorderen Bereich des Einlaufs ein stark inhomogenes Geschwindigkeitsprofil, das sich bis in den Rotorbereich fortsetzt und einen erheblichen Einfluß auf die hydrodynamischen Eigenschaften des Rotors hat. Bei den Berechnungen wurde ein Verfahren zur Lösung der Euler-Gleichungen benutzt, das mit einem Tragflächenverfahren gekoppelt wurde, um den Rotor- und Statoreinfluß entlang einer Meridionalebene einzubeziehen. Wegen des inhomogenen Rotorzuflusses wurde das verwendete Verfahren dahingehend erweitert, dass anstelle der tangentialen mittleren Anströmgeschwindigkeit der lokale Zustrom bei der Ermittlung des Rotoreinflusses verwendet wurde. Die Einbeziehung von Rotor und Stator geschah im Wechsel, wobei die nicht diskretisierte Geometrie in Form einer Abbildung berücksichtigt wurde. Dazu wurde ein sogenannter Analyse-Modus eingeführt, in dem eine Zirkulationsverteilung für eine gegebene Geometrie ermittelt wurde. Im Entwurfs-Modus hingegen wurde eine geeignete Profilgeometrie zu einer vorgegebenen Zirkulationsverteilung berechnet. Darin wurde die nötige Profilschnittgeometrie dem nötigen lokalen Schubbeitrag entsprechend bestimmt. Die stark von homogener Strömung abweichende berechnete Zuströmung wurde anhand von Messungen validiert. Weiterhin wurden Rotor-Stator-Berechnungen mit einem RANSE-Löser durchgeführt, die bei der Abbildung der gesamten Geometrie Schnittstellen zwischen rotierenden und stehenden Komponenten verwenden. Dabei wurde insbesondere der Spaltdurchfluß zwischen Rotor und Mantel untersucht, da dieser einen nicht unerheblichen Einfluß auf den Wirkungsgrad und die Kavitationseigenschaften des Propulsors hat. Diese Ergebnisse wurden mit Experimenten verglichen, die das Kavitationsverhalten im Spalt verdeutlichten, und es wurde ein einfaches Spaltmodell für das Tragflächenverfahren entwickelt, das eine Durchflußmenge durch den Spalt einführte. Darin wird der reduzierte Spalt-

durchfluß durch eine teildurchlässige Fläche modelliert, deren Durchlässigkeit von der Druckdifferenz zwischen Druck- und Saugseite im Rotorspitzenbereich abhängt. Die Potentialströmung ohne Einschränkung der Spaltdurchströmung weist eine starke Verringerung der Zirkulation über den gesamten Flügel auf, während bei Verwendung der porösen Flächen wesentlich realistischere Zirkulationsverteilungen auftreten. Als Maß der Spaltströmung gegenüber einer freien Durchströmung wird ein empirisch zu ermittelnder Wirbelkoeffizient verwendet. Die verwendete Größe dieses Koeffizienten spielt eine untergeordnete Rolle.

Während nach Brewton [11] Charakteristiken offener Propeller durch Tragflächenverfahren gut vorhergesagt werden können, weisen diese Verfahren bei ummantelten Propellern erhebliche Defizite auf. Brewton berechnete die viskositätsbehaftete Strömung durch einen Propulsor mit einem RANSE-Löser. Der Propulsor wird entlang der Drehachse durchströmt, das Fluid wird also weder angehoben noch umgelenkt, und die damit verbundene Inhomogenität des Rotorzuflusses entfällt. Die Hauptargumente für die Verwendung eines RANSE-Codes waren die Bedeutung der dicken Grenzschicht des Mantels und die Spaltströmung. Das Rechenggebiet wurde durch ein unstrukturiertes Netz diskretisiert. Zur Einsparung von extrem feinen Gittern im Bereich der Grenzschicht wurden Wandfunktionen verwendet. Die vorgestellte Methode bietet die Möglichkeit, schon beim Propulsorentwurf globale physikalische Eigenschaften festzustellen. Wegen des hohen Rechenaufwandes einer Rotor-Stator-Simulation der gesamten Geometrie wurde lediglich die Passage um einen Rotor- und Statorflügel simuliert. Durch die Verwendung von periodischen Randbedingungen zur Berücksichtigung der Nachbarflügel wurden bei stationären Berechnungen Ergebnisse erzielt, die denen voll diskretisierter Geometrien entsprechen, während der Rechenaufwand erheblich sinkt. Bei der Geometrie von Rotor und Stator ergibt sich aber das Problem, dass die Rotorflügelzahl sinnvollerweise nicht der Statorflügelzahl entspricht, und die Bereiche daher einen unterschiedlichen Teil des Umfangs darstellen. Dadurch ergibt sich für jeden Rotorflügel eine andere Stellung gegenüber dem Stator und umgekehrt. Um dennoch repräsentative Ergebnisse erzielen zu können, wurde daher eine Mischebene eingeführt, die die rotierende Domain mit der stationären verbindet und Strömungsgrößen tangential mittelt, bevor sie an die angrenzende Domain übergeben werden. Kinnas et al. [12] untersuchte die Eigenschaften ummantelter Propeller bei inhomogenem Zustrom und koppelte zum Entwurf der Geometrien die Verfahren mit einem Optimierungsverfahren. Er verwendete sowohl ein Tragflächenverfahren als auch ein Finite-Volumen-basiertes Verfahren zur Lösung der Euler-Gleichungen, das die Strömung durch die Düse berechnete. Darin wurde der Rotoreinfluß durch das Tragflächenverfahren berechnet und in Form von Volumenkräften berücksichtigt, die als Quellterm in den Impulsgleichungen eingesetzt wurden. Aus einer Datenbank wurden Geometrieparameter interpoliert, die zur Erzeugung der Rotorgeometrie dienten. Dabei wurde die Übertragbarkeit von einer Basisgeometrie auf andere Geometrien angenommen. Es wurde angemerkt, dass mit steigender Parameteranzahl der Rechenaufwand zur Erstellung der Datenbank exponentiell ansteigt. Auch in dieser Arbeit wurde ein besonderer Augenmerk auf die Spaltströmung zwischen Rotor und Ummantelung gelegt, weil sich gezeigt hat, dass in diesem Bereich viskose Effekte eine besonders große Rolle spielen. Im Spaltbereich wurde daher ein Durchflußmodell verwendet.

Hundemer und Naujoks [14] beschrieben den automatischen Entwurf von Propellern am Beispiel der Optimierung des Propellers eines Containerschiffes hinsichtlich des Wirkungsgrades, der Kavitation und der Druckschwankungen. Dazu wurde ein Rechenverfahren für die Lösung der Potentialströmung verwendet, das mit einem Optimierungsverfahren gekoppelt wurde, um einen Zielwert zu minimieren, der aus allen o.g. Kriterien gebildet wurde. Als Optimierungsverfahren wurde ein Evolutionärer Algorithmus (EA) verwendet, der bei derartigen Optimierungen als zuverlässig und robust gilt. Die Funktionsweise des Verfahrens wurde in Anlehnung an die Evolution in der Natur mit einzelnen Individuen, Generationen sowie Rekombination und Mutation beschrieben. Es wurden die Vorteile der Geometriebeschreibung anhand von Polynomen gegenüber

stützstellenbasierten Spline-Funktionen dargestellt. Die damit verbundene Reduzierung der Parameteranzahl wirkte sich positiv auf die Laufzeiten der Optimierung aus. Die Ergebnisse des Rechenverfahrens für Potentialströmung wurden mit RANSE-Rechnungen verglichen und zeigten eine gute Übereinstimmung. Die Ergebnisse der automatischen Optimierung wiesen eine Verbesserung in großen Bereichen des Freifahrtprogrammes auf. Wie diese Arbeit zeigte, ist das beschriebene Verfahren zum automatischen Entwurf von Propellern geeignet.

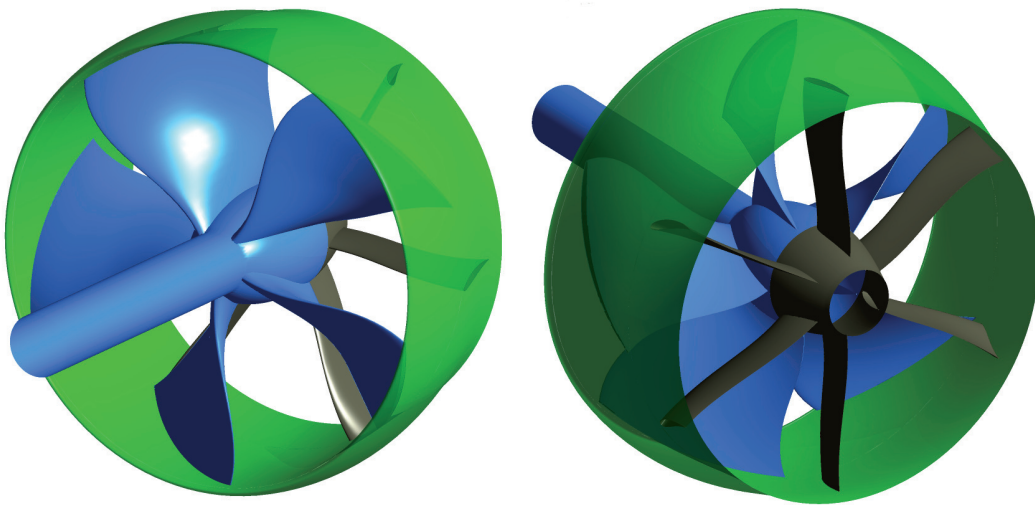
Pashias und Turnock [13] beschrieben eine Methode zum hydrodynamischen Entwurf eines ummantelten Propellers ohne Spalt zwischen Flügelspitze und Ummantelung, eines sogenannten Rim-Drive. Die Rotorflügelenden sind dort mit einem Ring verbunden, der sich in der Ummantelung dreht. Diese enthält den Elektromotor, der die Antriebsleistung über den Ring überträgt. Durch die Verbindung des Rotors mit dem Ring kann die Spaltproblematik weitestgehend vermieden werden. Ein weiterer Vorteil ist, dass die typischerweise hohen Lasten an den Flügelspitzen nicht auf die Nabe übertragen werden müssen. Daher können dort dünnere Querschnitte verwendet werden. Die zur Verwendung des Optimierungsverfahrens erforderliche Geometrieerstellung und die automatische Vernetzung der Geometrie wurde beschrieben. Die numerische Analyse der hydrodynamischen Eigenschaften geschah mit Hilfe eines Panel-Verfahrens, dessen Validierung anhand von Experimenten erfolgte. Pashias beschrieb das Verfahren zur Optimierung des gesamten Propulsors, worin im ersten Schritt einzelne Komponenten optimiert wurden und anschließend kleine Änderungen am Gesamtsystem vorgenommen wurden.

Es läßt sich erkennen, dass stets auf ähnliche Weise vorgegangen wird. Nach der Festlegung auf Systemgrenzen erfolgt die Beschreibung des Durchströmungsproblems. Dazu ist bei ummantelten Propellern die Durchflußmenge festzulegen. Damit steht bei Kenntnis des Geschwindigkeitsprofils der Staupunkt an der Manteleintrittskante fest, an dem die Strömung in durch- und umströmendes Fluid getrennt wird. Zur effektiven Nutzung der Rechenverfahren werden einerseits schnellere Randelemente-Methoden im Entwurfsprozess genutzt und andererseits genauere Feldmethoden. Mit diesen Verfahren werden sowohl Kräfte und Momente als auch das Risiko zu Kavitationerscheinungen bestimmt. Der Einfluß der Einzelkomponenten wird während des Entwurfs aufgeteilt. Die Bestimmung der Kräfte am Mantel mit Hilfe rechenaufwändiger Feldmethoden erfolgt unter Berücksichtigung des vereinfachten Rotor- und Statoreinflusses. Zur Begegnung der Komplexität der Wechselwirkungen zwischen den Komponenten werden Optimierungsalgorithmen verwendet, da der Aufwand systematischer Parameterstudien mit der Parameteranzahl exponentiell ansteigt. Die vollständige instationäre Simulation der Umströmung der gesamten Propulsorgeometrie mit Hilfe von Feldmethoden erfolgt wegen des hohen Rechenaufwandes lediglich anhand einzelner Geometrien zum Vergleich der verwendeten Rechenverfahren. Die geschickte Kombination unterschiedlicher Verfahren innerhalb des teilweise automatisierten Entwurfs entspricht dem Stand der Technik und führt zur wirtschaftlichen Realisierbarkeit von Mehrkomponenten-Schiffspropulsoren.

### 3 Problembeschreibung

Der Linearjet stellt wegen der komplexen Wechselwirkungen zwischen den einzelnen Komponenten eine besondere Herausforderung bezüglich seines Entwurfes dar. Hier wird der Entwurf eines Linearjets aus hydrodynamischer Sicht beschrieben. Dabei muss u.a. beachtet werden, dass die Durchflußmenge wegen der Möglichkeit der Umströmung des Propulsors stark von den Druckverhältnissen vor dem Einlauf abhängt. Zum Entwurf des Mantels und der Nabe sowie der Rotor- und Statorgeometrie ist eine iterative Optimierung erforderlich. Die Betrachtung des gesamten Propulsors unter idealen Bedingungen bietet dafür eine gute Ausgangsposition. Nach einer späteren Einbeziehung von detaillierten Festigkeitsbetrachtungen kann mit einer weiteren geometrischen Veränderung gerechnet werden. Die Untersuchung hinsichtlich der Festigkeit ist jedoch ebenso wenig Gegenstand dieser Arbeit wie die Integration des Propulsors in das Schiff. Auch mögliche Bauformen zur Leistungsübertragung zwischen Hauptantriebsmotor und Propulsionsorgan sollen hier nicht erläutert werden.

Eine mögliche Linearjetgeometrie ist in Abb. 3.1 dargestellt. Sie besteht aus dem Rotor inkl. rotierendem Nabenteil und Welle (blau), dem Mantel (grün) sowie dem Stator (grau). Der mit dem Stator verbundene stationäre Nabenteil enthält ein Wellenlager.



**Abbildung 3.1:** Der Linearjet in dreidimensionalen Ansichten: Saugseite des Rotors (links) und Druckseite (rechts)



## 3.1 Linearjet

Ein Linearjet ist ein linear bzw. axial durchströmter Wasserstrahlantrieb. Die Bezeichnung basiert auf der Strömungsrichtung und der Verwandtschaft mit dem Wasserstrahlantrieb, engl. Waterjet. Gegenüber dem Wasserstrahlantrieb arbeitet der Linearjet näher am idealen Wirkungsgrad, weil keine Verluste durch Umlenkung und Anhebung des Wassers auftreten. In gewissem Rahmen ist eine Beeinflussung der Druckverhältnisse im Rotorbereich möglich. Voraussetzung für einen funktionsgerechten Betrieb des Linearjets ist jedoch die Vermeidung einer ungewollten Umströmung. Da diese aus den Druckverhältnissen vor dem Propulsor resultieren kann, ist eine Druckerhöhung nicht in dem Maß wie beim Wasserstrahlantrieb möglich, bei dem dieses Problem entfällt. Wie beim Wasserstrahlantrieb wird beim Linearjet die durch den Rotorbetrieb erzeugte Drallenergie mit Hilfe eines Stators hinter dem Rotor teilweise zurückgewonnen.

Bei schnellen Schiffen werden wegen der Durchmesserbeschränkung typischerweise Betriebszustände nahe dem Schubbelastungsgrad erreicht, der aufgrund des Kavitationsrisikos maximal realisierbar ist. Die Kavitationsgefahr besteht beim Entwurf nahezu aller Propulsoren in der Nähe der Wasseroberfläche. Durch die Verwendung eines Stators kann weit stromabwärts ein drallfreies, homogenes Geschwindigkeitsfeld erreicht werden. Kann sich die Meridiangeschwindigkeit in der Propellerebene nicht ändern, folgt daraus die gleiche Erhöhung des Drucks in jedem Massenelement. Daraus folgt eine radial unveränderliche Zirkulation am Rotorflügel. Bei dieser theoretischen Betrachtung füllt der Propeller den Mantel komplett aus. Ein Spalt ist nicht zulässig. Der Mantel dient dem Zweck der Vermeidung eines Spitzenwirbels. Durch die damit verbundene Vermeidung des Druckausgleichs an der Rotorflügelspitze durch den Mantel sinkt der induzierte Widerstand des Flügels gegenüber einem freien Propeller.

Die Propulsorart des Linearjets ist bisher selten realisiert worden. Daher liegen wenige Veröffentlichungen zu diesem Thema vor. Eine der ersten praxisrelevanten Untersuchungen ist von Thieme et al. [15] beschrieben. Darin wird das Prinzip des Linearjets hinsichtlich seiner Tauglichkeit für flachgehende Hochgeschwindigkeitsfahrzeuge untersucht. Der Propulsor wird als eine Synthese zwischen Pumpjet und Düsenpropeller beschrieben. Die Ummantelung wird als Verzögerungsdüse ausgelegt. In einer ersten Phase erfolgt die Auslegung anhand der eindimensionalen Strahltheorie. Zur Ermittlung einer geeigneten Düse wird diese systematisch variiert. In einer zweiten Phase des Projekts erfolgt die Auslegung anhand der Potentialtheorie. Dabei wird die Düsenumströmung erfaßt und der Einfluß der Auflösung des Flügelgitters untersucht. Zur Darstellung der Kennwerte des Propulsors wird ein Freifahrt diagramm erstellt.

Von Seiten der Festigkeit des gesamten Propulsors ist beim Entwurf eines Linearjets hinsichtlich der Betriebssicherheit wegen möglicher Schwingungen und damit verbundener Relativbewegungen der einzelnen Komponenten ein gewisser Spalt zwischen Rotor und Mantel einzuhalten. Dieser führt auf der hydrodynamischen Seite aufgrund der typischerweise sehr hohen Geschwindigkeiten am Ort der Durchströmung dieses Spaltes zu Kavitationserscheinungen. Beim Entwurf eines derartigen Propulsors muss das Zusammenspiel von Rotor und Stator berücksichtigt werden. Die Aufgabe des Rotors ist die Impulsänderung, die den gewünschten Schub zur Folge hat. Dabei ist die Erzeugung von Drall ein Nebeneffekt, der möglichst gering gehalten werden muß. Der Stator hat die Aufgabe, von diesem Drall einen möglichst hohen Anteil zu nutzen, um den Gesamtwirkungsgrad zu erhöhen. Daher müssen die durch ihn verursachten Reibungsverluste möglichst gering gehalten werden. Eine Nebenaufgabe des Stators und des Mantels kann die Übertragung von Kräften sein, wie sie beispielsweise durch die Lagerung der Antriebswelle erfolgt (Abbildung 3.1). Weiterhin kann die Form des Mantels das Druckniveau im Rotorbereich beeinflussen und so zur Reduktion des Kavitationsrisikos beitragen. Bei der Integration des Propulsors in ein Schiff kann durch den Mantel außerdem das Geschwindigkeitsprofil der Zuströmung zum Rotor homogenisiert werden. Insbesondere im Vergleich zum Wasserstrahlantrieb ist diesbezüglich wegen der fehlenden

Umlenkung eine deutliche Verbesserung der Homogenität des Zustroms zu erwarten. Das hat eine reduzierte Kavitationsanfälligkeit und einen potentiell höheren Wirkungsgrad zur Folge.

Die Übertragung von Erfahrungen am vielfach verwendeten Düsenpropeller auf den Linearjet ist wegen des Einsatzes in einem deutlich höheren Geschwindigkeitsbereich nur bedingt möglich. Die Verwendung von Beschleunigungsdüsen ist beim Linearjet wegen der damit verbundenen Druckabsenkung nicht möglich. Jedoch sind in Analogie zum Düsenpropeller größere Sehnenlängen im Flügelspitzenbereich realisierbar als am freien Propeller.

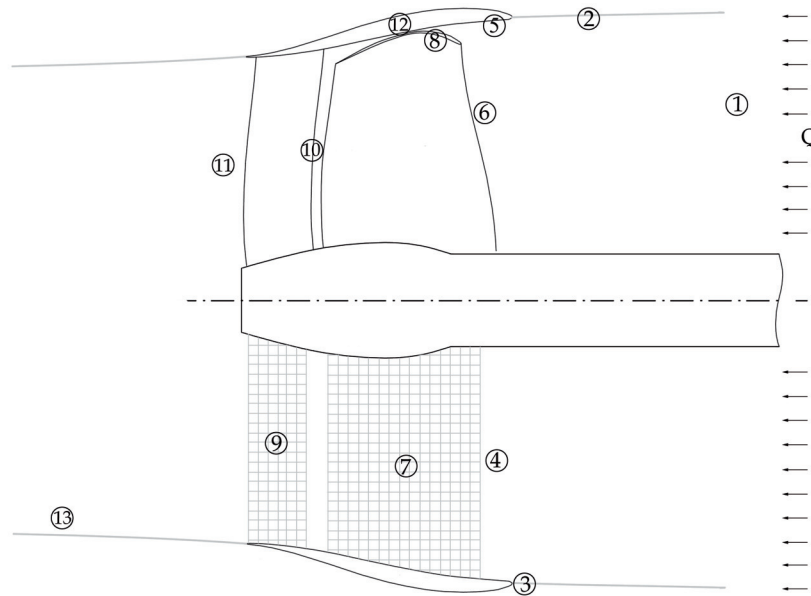
Der Vergleich mit ähnlichen tiefgetauchten Propulsionssystemen führt zu dem beispielsweise von Pashias und Turnock [13] beschriebenen Rim-Drive und zum Advanced Waterjet 21 (AWJ-21<sup>TM</sup>). Der Rim-Drive dürfte wegen der konstruktionsbedingten Vermeidung der Spaltströmung theoretisch näher an den idealen Wirkungsgrad gelangen. Es bleibt aber zu berücksichtigen, dass das durch die Reibung des Ringes auftretende erhöhte Drehmoment erheblich sein kann. Weiterhin kann der Umstand, dass die Manteldicke wegen des enthaltenen Motors einem Mindestmaß unterliegt, einen hydrodynamisch negativen Einfluß haben. Der von Jürgens und Heinke [8] beschriebene AWJ-21<sup>TM</sup> kommt dem Linearjet von allen betrachteten Propulsoren am nächsten. Dabei handelt es sich um ein voll getauchtes Wasserstrahlsystem, das seit 1999 von der U.S. Navy entwickelt wird. Als besondere Eigenschaften wurde die Einsetzbarkeit in flachen Gewässern, verbesserte Manöviereigenschaften gegenüber konventionellen Propellern und das geringere Gewicht gegenüber gewöhnlichen Wasserstrahlantrieben herausgestellt.

## 3.2 Entwurf

Die Hauptaufgabe des Entwurfsprozesses eines Propulsors liegt in der Maximierung des Wirkungsgrades unter Vermeidung von Kavitation. Dabei sind bestimmte Randbedingungen einzuhalten, die typischerweise durch einen geforderten Gesamtschub  $T_{ges}$  unter Einhaltung eines maximalen Durchmessers  $D_{max}$  gegeben sind. Mögliche weitere Entwurfskriterien sind beispielsweise Druckschwankungen, Vibration oder durch den Propulsorbetrieb verursachte Geräusche, die jedoch nicht Gegenstand dieser Arbeit sind. In dieser Arbeit erfolgt eine Vereinfachung der Randbedingungen durch die Verwendung einer homogenen Zuströmung. Die Konsequenz daraus ist eine rotations-symmetrische Mantelgeometrie.

Beim Entwurfsprozess von Propulsionsorganen handelt es sich um die Erarbeitung eines Kompromisses zwischen hydrodynamischen und konstruktiven Entwurfsaufgaben. Beispielsweise muss aus Festigkeitsgründen eine Mindestflügeldicke eingehalten werden, deren Reduktion aus hydrodynamischer Sicht möglicherweise wünschenswert wäre. Im Vorfeld des Entwurfs eines Linearjets bedarf es einer genauen Betrachtung der Strömungsverhältnisse im gesamten Propulsorumfeld. Zu diesem Zweck ist in Abbildung 3.2 eine Unterteilung in die strömungstechnisch relevanten Bereiche des Propulsors skizziert. Die Skizze stellt oben die Rotor- und Statorgeometrie dar, während diese unten durch eine Domain ersetzt wurde, in der der Propulsionseffekt in einer Simulation durch ein Propellermodell erfaßt werden kann.





**Abbildung 3.2:** Strömungstechnisch relevante Bereiche des Linearjets

Die in Abbildung 3.2 aufgeführten nummerierten Bereiche werden wie folgt beschrieben:

1. Ungestörte Anströmgeschwindigkeit  $v_\infty$  vor dem Propulsor. Die Strömung erfährt noch keine Beschleunigung und Kontraktion durch propulsorinduzierte Geschwindigkeiten.
2. Strahleinschnürung vor dem Einlauf. Entsprechend der Impulstheorie liegt dieser Ort bereits innerhalb der Systemgrenzen.
3. Am Mantelstau findet eine Separation in Um- bzw. Durchströmung statt. Bei Kenntnis des Staupunktes steht die Durchflußmenge fest, so dass mit  $v_\infty$  anhand eines geometriebedingten Einlauf-/Auslauf-Flächenverhältnisses  $\frac{A_e}{A_a}$  unter Vernachlässigung der Strahleinschnürung hinter dem Propulsor der Gesamtschub  $T_{ges}$  bestimmt werden kann.
4. Propulsorintern ergibt sich die Durchflußmenge aus dem Geschwindigkeitsprofil:  $Q = \int_A \vec{v} dA$ .
5. Im Bereich der Rotorspitzenzuströmung ist durch die Formgebung des Mantels unbedingt Ablösung und Kavitation zu vermeiden.
6. Die Rotorzuströmung  $v_a = f(\frac{r}{R})$  weist bei instationärer Betrachtung eine Zeitabhängigkeit auf. Alternativ zur zeitlichen Diskretisierung können zur Simulation quasistationäre Berechnungsverfahren verwendet werden, die diejenigen Terme vereinfachen, die von der Zeit abhängen. Im Bereich der Mantelgrenzschicht haben kleine Veränderungen der Rotorgeometrie gewöhnlich einen großen Effekt bezüglich der Kräfte und Momente.
7. Im Rotorbereich kann die Kavitationsanfälligkeit durch eine Druckbeaufschlagung beeinflusst werden. Diese kann durch eine Aufweitung der Mantelinnenkontur erreicht werden, die jedoch die Gefahr von Ablösung im Einlaufbereich mit sich bringt und den Widerstand des Mantels deutlich erhöhen kann. Der Rotoreinfluss kann durch ein Propellermodell in diesem Bereich ersetzt werden.

8. Die Antriebsleistung wird über den Rotor übertragen. Beim Entwurf des Rotors muß der Spalteinfluß berücksichtigt werden. Im Spalt tritt typischerweise auch im Betriebspunkt des Propulsors Kavitation auf.
9. Die Aufgabe des Stators besteht in der Entdrallung, die eine Reduzierung der Verlustenergie bewirkt und damit den Gesamtwirkungsgrad steigert.
10. Der Stator erfährt durch den Betrieb des Rotors eine instationäre Zuströmung, die von der Relativstellung der Rotor- und Statorflügel abhängt. Für deren zeitgemitteltes Geschwindigkeitsprofil muß er ausgelegt werden, um eine maximale Rückgewinnung der Drallenergie zu gewährleisten.
11. Im Auslaufbereich erfolgt im Idealfall eine drall- und ablösungsfreie Strömung, um Verluste zu vermeiden.
12. Der Mantel soll wenig Widerstand liefern und nach Möglichkeit eine Druckerhöhung im Rotor- und Statorbereich bewirken. Außerdem ist darauf zu achten, dass er ablösungs- und kavitationsfrei bleibt.
13. Hinter dem Auslauf erfolgt eine weitere Strahleinschnürung. Erst nach vollendeter Einschnürung entspricht der Druck im Strahl dem Umgebungsdruck, und entsprechend der Impulstheorie kann die Auslaufgrenze gesetzt werden.

Um einen optimalen Entwurf zu erreichen und effizient Schub zu erzeugen, muß für eine möglichst homogene Beschleunigung des Fluids gesorgt werden. Ein möglichst zu vermeidender Effekt ergibt sich aus dem Druckausgleich zwischen Rotordruck- und Saugseite durch den Spalt zwischen Rotor und Mantel. Er vermindert zum einen die Rotoreffizienz und zum anderen verursacht er Verwirbelungen und damit stark instationäre Strömung im Rotorabstrom bzw. Statorzustrom. Die teilweise sehr hohen Spaltströmungsgeschwindigkeiten resultieren weiterhin in sehr niedrigen Drucken, die Kavitation in diesem Bereich verursachen können. Die Spaltgröße sollte daher soweit reduziert werden, wie es aus Festigkeitsgründen möglich ist. Weiterhin kann eine Flügelentlastung im Spitzenbereich zu einer Reduktion der Druckdifferenz beitragen, die die beschriebenen Effekte abschwächt. Grundsätzlich ist beim Entwurf eines Propulsors die Reibung zu beachten. Um diese weitest möglich zu reduzieren, sind alle enthaltenen Flächen möglichst klein zu halten.

## 4 Strömungsberechnungsmethoden

Aufgrund der komplexen Wechselwirkungen zwischen den Propulsorkomponenten eines Linearjets ist der Entwurf einer optimierten Linearjetgeometrie für gegebene Randbedingungen nicht ohne größeren Aufwand möglich. Daher wird im Rahmen der vorliegenden Arbeit ein Auslegungsverfahren entwickelt, das eine optimierte Linearjetgeometrie unter Berücksichtigung bestimmter Randbedingungen liefert. Dazu bedarf es nach der Erstellung der Geometrie und deren Vernetzung einer automatischen Simulation der Um- und Durchströmung des Propulsors. Das Ergebnis dieser Simulation liefert die Geschwindigkeitsverhältnisse im Fluid und die Druckverhältnisse auf der Propulsoroberfläche. Diese lassen sowohl auf den zu erwartenden Schub und das aufzubringende Moment als auch auf das Auftreten von Kavitation schließen. Die Tendenz zu Kavitation wird als Anteil der Propulsoroberfläche gemessen, auf der das angenommene Dampfdruckkriterium unterschritten wird. Diese Größe wird in dieser Arbeit als Kavitationsfläche bezeichnet.

Als Vereinfachung kann die Potentialströmung eines Fluids unter Vernachlässigung viskoser Einflüsse ermittelt werden:

- An dieser Stelle ist ein am Institut für Schiffstechnik und Transportsysteme (IST) der Universität Duisburg-Essen entwickeltes Paneel-Verfahren nach der 3D-Randelemente-Methode erster Ordnung zu nennen, das in dieser Arbeit als Potentialverfahren bezeichnet wird. Das von Hundemer [14] entwickelte Verfahren zeichnet sich durch kurze Rechenzeiten aus und wird in Kapitel 4.1 genauer beschrieben.

Wie bei den meisten Strömungen im Ingenieurbereich handelt es sich auch bei der Strömung am Linearjet um eine turbulente Strömung. Die Darstellung turbulenter Strömungen um derartige Geometrien kann durch Navier-Stokes Gleichungen erfolgen. Dabei handelt es sich um partielle, nichtlineare Differenzialgleichungen, deren Lösung analytisch für reale Propulsorgeometrien nicht möglich ist. Mit Hilfe einer Diskretisierungsmethode kann die zeitgemittelte Navier-Stokes Gleichung jedoch in ein algebraisches Gleichungssystem überführt werden. Die numerische Lösung dieses Gleichungssystems liefert Näherungslösungen bzgl. Zeit und Ort an den diskreten Punkten. Turbulente Strömungen können mit Hilfe folgender Verfahren simuliert werden:

- Im Verfahren der Reynolds-gemittelten Navier-Stokes Gleichungen (RANSE) werden turbulenzbedingt fluktuierende Strömungsgrößen gemittelt. Durch deren Abhängigkeit von Reynoldsspannungen wird das zu lösende Gleichungssystem unbestimmt. Daher werden als Näherungslösungen für fehlende Größen Turbulenzmodelle verwendet, die diese in Abhängigkeit von den mittleren Strömungsgrößen approximieren. Das Verfahren wird in Kapitel 4.2 beschrieben.
- Bei der Large Eddy Simulation (LES) werden lediglich die großen Wirbel räumlich und zeitlich aufgelöst, während die kleinen Wirbel über eine Modellierung erfasst werden.
- Verfahren zur Lösung der Navier-Stokes-Gleichungen für alle Wirbelstrukturen werden Direct Numerical Simulation (DNS) genannt. Sie liefern eine exakte Lösung des Problems, sind jedoch nur für kleine Reynoldszahlen praktikabel und äußerst rechenintensiv.

Zur Bewertung einer untersuchten Linearjetgeometrie werden lediglich integrale Größen benötigt. Dazu zählt der Schub des gesamten Propulsors und das aufzubringende Moment sowie die Kavitationsfläche auf den einzelnen Komponenten. Wegen der Komplexität des Propulsors eignet sich das Potentialverfahren mit seinem relativ geringen Rechenaufwand daher insbesondere für eine globale Voroptimierung, die eine große Auswertungsanzahl erfordert. Dabei wird von einer mittels einfacher Impulstheorie bestimmten Geometrie ausgegangen. Die Geometrie wird im Laufe des Optimierungsprozesses entsprechend den Vorgaben eines automatischen Optimierungsverfahrens innerhalb gegebener Grenzen variiert, um eine optimale Kombination der variablen Größen zu bestimmen. In der anschließenden Feinoptimierung wird zur Erfassung viskoser Wechselwirkungen das kommerzielle RANSE-Verfahren ANSYS CFX verwendet. Dabei werden die geometrischen Grenzen, innerhalb derer die Variation durch das Optimierungsverfahren geschieht, relativ eng um die voroptimierte Ausgangsgeometrie gesetzt. Die mit Hilfe der beiden Verfahren ermittelten Strömungseigenschaften werden durch eine unterschiedliche Wichtung der relevanten Größen zu einem Zielwert zusammengefasst, der die Qualität der Geometrie widerspiegelt.

Zur Verwendung des Potentialverfahrens ist ein Oberflächennetz auf der Propulsorgeometrie erforderlich, während das RANSE-Verfahren ein Volumennetz im gesamten Fluid um die Geometrie benötigt. Die Zuverlässigkeit der Ergebnisse hängt von der Qualität des jeweiligen Netzes ab. Um dem Optimierungsverfahren zu ermöglichen, eine plausible und realitätsnahe Optimierung durchzuführen, ist daher eine gleichbleibende Netzqualität während des gesamten Verfahrens vonnöten. Eine hohe Netzqualität zeichnet sich dadurch aus, dass Teile großer Strömungsänderung fein aufgelöst sind, und die kleinsten Winkel an den Hexaederelementen ein Mindestmaß nicht unterschreiten. Weiterhin sind große Seitenverhältnisse an den Elementen zu vermeiden.

Die Geometriebeschreibung erfolgt anhand von Skripten im XML-Format, die das von Hundemer und Henn am Institut für Schiffstechnik und Transportsysteme (IST), Universität Duisburg-Essen, entwickelte CAD-Verfahren namens JR (2008) steuern. Das Verfahren bietet umfangreiche Funktionen zur Erstellung von Punkten, deren Verbindung Linien und Splines bildet. Diese wiederum dienen der Erzeugung von Flächen, die der Vernetzung von Oberflächen dienen. Durch die Erstellung von Volumenblöcken anhand mehrerer Flächen können in JR Volumennetze erzeugt werden, die in einem Format exportiert werden können, das mit ANSYS CFX kompatibel ist.

Die Geometriebeschreibung wird im folgenden Kapitel ausführlich erläutert. Die verwendeten Verfahren zur Berechnung der Strömung sind in Tabelle 4.1 aufgeführt.

#	Verfahren	Methode	Kürzel	Komponenten	Darstellung Flügelzahl Z	Abb. der Geometrie	Bemerkung
1	Potentialverfahren	quasi-stationär	POT	Rotor+Stator+Mantel+Nabe	1/2 jeweils, periodische Randbedingungen	Oberflächennetz	Ergebnisse: Integrale Kräfte, Kavitationsfläche, Zirkulationsverteilung
2	RANSE-Verfahren + Propellermodell (homogen)	stationär	RANS-PropModHomog	Mantel+Nabe, Propellermodell: Rotor+Stator	1/x *; symmetrische Randbedingungen	Volumennetz	Gesamtschub TPropMod vorgegeben, Verteilung homogen
3	RANSE-Verfahren + Propellermodell (Flügelzahl unendl.)	quasi-stationär	RANS-PropModZinf	Mantel+Nabe, Propellermodell: Rotor+Stator	1/x *; $Z_{PropMod} = \infty$ , periodische Randbedingungen	Volumennetz	Benötigt FFD der Rotor- und Statorgeometrie oder Zirkulationsverteilung $\Gamma = f(r/R)$
4	RANSE-Verfahren + Propellermodell (virtueller Propeller)	quasi-stationär	RANS-PropModVP	Mantel+Nabe, Propellermodell: Rotor+Stator	1/2 jeweils; $Z_{PropMod} = Z$ , periodische Randbedingungen	Volumennetz	Benötigt Z, Freifahrt diagramm der Rotor- und Statorgeometrie oder Zirkulationsverteilung
5	RANSE-Verfahren (Froze Rotor)	quasi-stationär	RANS-FrozRot	Rotor+Stator+Mantel+Nabe	Je 1 Flügel, periodische Randbedingungen	Volumennetz	Rotationseffekte berücksichtigt (frozen rotor), relativstellungsabhängig
6	RANSE-Verfahren (stationär)	instationär, Rotor-Stator	RANS-Instat	Rotor+Stator+Mantel+Nabe	Gesamte Geometrie	Volumennetz	Rechenaufwändige Simulation zur Überprüfung der Strömung um die optimierte Geometrie
7	Experiment	Modellversuche	EXPER	Rotor+Stator+Mantel+Nabe	Gesamte Geometrie	Fertigung im Modellmaßstab	Experimente zur Verifizierung der Ergebnisse und Validierung der Verfahren

\* x beliebig wählbar, in dieser Arbeit x=30 verwendet. Theoretisch 2-dimensional lösbares Problem kann auf die tangentiale Ausdehnung eines Volumenelementes reduziert werden.

**Tabelle 4.1:** Verwendete Verfahren zur Bestimmung der Strömung

Nach der Auswertung der Komponenten werden die Rechenergebnisse in einer Ergebnisdatei zusammengefasst. Aus dieser Datei werden von der Schnittstelle anschliessend die Werte ausgelesen, die in die Berechnung der Zielfunktion eingehen. Der Wert der Zielfunktion wird an das Optimierungsverfahren übergeben, das daraufhin den Parametersatz für die folgende Schleife liefert.

## 4.1 Randelemente-Methode

Die Umströmung von Propulsionssystemen kann mit Hilfe von Potentialverfahren nach der 3D-Randelemente-Methode bestimmt werden. Dabei wird von einer nicht viskosen, rotationsfreien Strömung ausgegangen. Das hier verwendete, von Hundemer entwickelte Verfahren namens ISTHydro wurde in [14] beschrieben. Zur Optimierung von Mehrkomponenten-Schiffspropulsoren wurde das Verfahren von Hundemer für die gleichzeitige Berechnung eines Rotors und eines ihn umgebenden Mantels sowie eines Stators und einer Nabe erweitert. Dabei wird sowohl ein globales Koordinatensystem zur Beschreibung eines beliebigen Punktes  $\vec{x} = (x, y, z)$  für alle Propulsorkomponenten verwendet, als auch ein lokales Paneelkoordinatensystem im Mittelpunkt eines jeden Paneels  $\vec{x}_l = (\xi, \eta, \zeta)$ . Die Achse  $\xi$  weist in Richtung des Profilschnittes, während  $\eta$  orthogonal dazu in der Paneelebene liegt.  $\zeta$  weist in Richtung des Normalenvektors ausserhalb des Profils. Das Verfahren basiert auf der Lösung der Laplace-Gleichung für das Geschwindigkeitspotential  $\Phi$  [16]:

$$\nabla^2 \Phi = \frac{\partial^2 \Phi}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \Phi}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 \Phi}{\partial z^2} = 0 \quad (4.1)$$

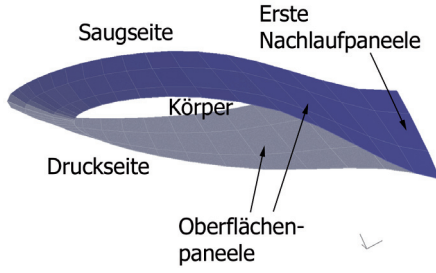
Zur Darstellung der quasistationären Strömung wird das Potential ermittelt, sodass auf der Oberfläche mit dem nach aussen gerichteten Normalenvektor  $\vec{n}$  die Normalenrandbedingung (Neumannsche Randbedingung) 4.2 erfüllt wird:

$$\nabla(\Phi + \Phi_\infty) \cdot \vec{n} = 0 \quad (4.2)$$

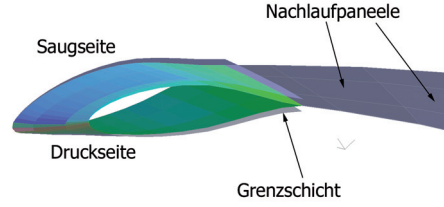
Folglich findet kein Durchfluss durch die Körperoberfläche statt. Die ungestörte Zuströmung zum Propulsor wird durch das Potential  $\Phi_\infty$  dargestellt. Für eine parallele, homogene Zuströmung  $\vec{v}_\infty = (u_\infty, v_\infty, w_\infty)$  am Ort mit dem Vektor  $\vec{x}$  im globalen Koordinatensystem lautet das Potential:

$$\Phi_\infty = u_\infty x + v_\infty y + w_\infty z \quad (4.3)$$

Zur Diskretisierung wird die Propulsoroberfläche  $A_K$  in Form von ebenen Vierecken, so genannten Paneelen dargestellt. Abbildung 4.1 zeigt die Paneele an einem Profilschnitt als Beispiel für einen auftriebsbehafteten Körper. Die Oberflächenpaneele werden mit einer Quelle und einem Dipol belegt, deren Stärken mit  $\sigma$  bzw.  $\mu$  bezeichnet werden. Die freien Wirbel von auftriebsbehafteten Flächen setzen an der jeweiligen Hinterkante an. Sie werden durch die Nachlaufflächen  $A_N$  dargestellt, die ebenfalls in Vierecke diskretisiert werden. Diese Nachlaufpaneele hinter auftriebsbehafteten Geometrien werden nur mit Dipolen versehen. Ihre Position wird entsprechend Abbildung 4.1 als Initialisierung in der Verlängerung der Winkelhalbierenden zwischen der Hinterkante der Druckseite und der Saugseite angenommen. Im Anschluß wird der Verlauf der Nachlaufpaneele als stromlinienförmig entsprechend der ungestörten Anströmgeschwindigkeit  $\vec{v}_\infty$  inklusive einer eventuellen Rotationskomponente angenommen (Abbildung 4.2). Zur Bestimmung des Potentials an



**Abbildung 4.1:** Paneele an einem Profilschnitt



**Abbildung 4.2:** Nachlaufpaneele und angenommene Dicke der turbulenten Grenzschicht

einem beliebigen Ort mit der Koordinate  $\vec{x}$  wird der Abstand  $r$  von der Koordinate zur jeweiligen Oberfläche und zum Nachlauf verwendet [17]:

$$\Phi(\vec{x}) = -\frac{1}{4\pi} \left( \int_{A_K} \left[ \sigma \left( \frac{1}{r} \right) + \mu \vec{n} \nabla \left( \frac{1}{r} \right) \right] dA + \int_{A_N} \left[ \mu \vec{n} \nabla \left( \frac{1}{r} \right) \right] dA \right) + \Phi_\infty \quad (4.4)$$

Nach der Diskretisierung der Oberfläche in  $N_K$  Paneele auf dem Körper und  $N_N$  Paneele in der Nachlauffläche lautet das Potential am Punkt  $\vec{x}$  [14]:

$$\begin{aligned} \Phi(\vec{x}) = & -\frac{1}{4\pi} \left( \sum_{i=1}^{N_K} \sigma_i \int_{A_i} \frac{1}{r} dA \right. \\ & \left. + \sum_{i=1}^{N_K+N_N} \mu_i \int_{A_i} \vec{n}_i \nabla \frac{1}{r} dA \right) + \Phi_\infty \end{aligned} \quad (4.5)$$

Darin wird die Quell- und Dipolstärke so bestimmt, dass die Normalenrandbedingung auf jedem Paneel mit der Fläche  $A_i$  bzw.  $A_j$  erfüllt wird. Hierzu wird jeweils der Abstand  $r$  zu den Paneelmittelpunkten bestimmt. Bei einer Diskretisierung in  $N_K$  Paneele auf dem Körper und  $N_N$  Paneele auf der Nachlauffläche ergeben sich aus Gleichung (4.2)  $N_K$  Randbedingungen, während die Anzahl der unbekannten Quell- bzw. Dipolstärken  $2N_K + N_N$  entspricht. Die Quellstärke der  $N_K$  Paneele auf dem Körper  $\sigma_i$  wird mit der homogenen Zuströmung definiert:

$$\sigma_i = -\vec{n} \cdot \vec{v}_\infty \quad (4.6)$$

Die Bestimmung der Dipolstärken für alle Punkte  $x_m$  auf der Körperoberfläche erfolgt durch Lösung eines Gleichungssystems mit  $N_K$  Randbedingungen:

$$\nabla(\Phi(\vec{x}_i)) \cdot \vec{n}_i = 0, \quad 1 \leq i \leq N_K \quad (4.7)$$

An der Hinterkante einer auftriebsbehafteten Geometrie muß die Kutta-Bedingung erfüllt werden. Diese beinhaltet, dass keine Umströmung der Hinterkante erfolgt. Die entsprechenden Paneele der auftriebsbehafteten Geometrie, an denen die freien Wirbel ansetzen, besitzen folglich die Dipolstärke

$$\mu_N = \mu_S - \mu_P \quad (4.8)$$

Dabei ist  $\mu_S$  die Dipolstärke des an der Hinterkante angrenzenden Paneels auf der Saugseite und  $\mu_P$  die des entsprechenden Paneels auf der Druckseite. In einer stationären Strömung ändert sich die Stärke der freien Wirbel nicht, so dass alle folgenden Paneele die gleiche Dipolstärke  $\mu_N$  besitzen.

Da die Nachlaufpaneelle nicht durchströmt werden dürfen und an ihnen keine Kräfte ansetzen, wird die stromlinienförmige Lage der freien Wirbel iterativ bestimmt. Zur Ermittlung der Position eines jeden Nachlaufpaneels wird die Geschwindigkeit in Richtung des jeweiligen Normalenvektors bestimmt und das Paneel entsprechend verschoben.

Die Bestimmung der Geschwindigkeit an einem Paneel erfolgt nicht durch die explizite Auswertung des Potentials, sondern durch die Ableitung der Dipolstärke. Dieses Verfahren ist deutlich schneller als die Integration über alle Paneele, da dafür jeweils nur die benachbarten Paneele mit den dazugehörigen Dipolstärken benötigt werden. Weiterhin wird der Einfluß der Quellstärke und die ungestörte Anströmung zur Berechnung der Geschwindigkeiten verwendet. Dazu werden die Geschwindigkeiten aus dem lokalen Paneelkoordinatensystem in das globale Koordinatensystem transformiert. Daraus ergibt sich der Geschwindigkeitsvektor im Paneelkoordinatensystem:

$$\vec{v}_l = \begin{pmatrix} \frac{d\mu}{d\xi} \\ -\frac{d\mu}{d\eta} \\ \sigma \end{pmatrix} \quad (4.9)$$

Mit Hilfe der Bernoulli-Gleichung werden die Druckdifferenzen zu einem Referenzdruck bestimmt:

$$\Delta p = -\frac{\rho}{2}(v_\infty^2 - v_l^2) \quad (4.10)$$

Darin ist  $v_l$  der Betrag des lokalen Geschwindigkeitsvektors an der Paneelmitte und  $v_\infty$  die ungestörte Anströmgeschwindigkeit. Bei rotierenden Komponenten ist in der Anströmgeschwindigkeit die Rotation enthalten, während bei stationären Komponenten lediglich die parallele Anströmung verwendet wird.

Wie bereits erwähnt, werden in der Potentialtheorie keine viskosen Effekte berücksichtigt, weil von einem reibungsfreien Fluid ausgegangen wird. In dem vorliegenden Verfahren wird daher als Näherung für die Reibungskräfte ein Beiwert für die Reibung entlang ebener Platten verwendet. Unter der Annahme einer turbulenten Grenzschicht wird die Reibungslinie lt. Lewis [1] von Prandtl-Kármán zur Bestimmung des lokalen Reibungsbeiwertes benutzt:

$$c_f = 0.059 Re^{-0.2} \quad (4.11)$$

Die Reynoldszahl  $Re$  wird mit der lokalen Geschwindigkeit am Paneel und dem Abstand zur Eintrittskante des Profilschnitts  $d_{LE}$  gegenüber der Viskosität des Fluids  $\nu$  gebildet:

$$Re = \frac{v_l d_{LE}}{\nu} \quad (4.12)$$

Der lokale Reibungsbeiwert wird in eine Kraft in Richtung der lokalen Geschwindigkeit überführt und bildet zusammen mit der Druckkraft die Gesamtkraft am Paneel. Das Verfahren ermöglicht die Einbindung und Berechnung beliebiger Geometrien durch den Import der entsprechenden Paneele. So werden während der Optimierung des Linearjets für jede Auswertung alle enthaltenen Geometrien importiert. Da es sich hierbei um auftriebserzeugende Profile handelt, werden alle Komponenten



außer der Nabe mit einem Nachlaufpaneel versehen. Es ergeben sich drei Nachläufe, die von der Abströmkante von Rotor, Stator und Mantel abgehen. Um die Nabe in die Rechnung einzubeziehen, bedurfte es einer Erweiterung des Potentialverfahrens für die Berechnung von Kräften an Flächen, die keinen Auftrieb erzeugen. Die Paneele dieser Flächen werden nicht mit einem Nachlaufpaneel versehen und auf ihnen werden nur Quellstärken bestimmt, die eine Durchströmung verhindern. Diese verhindern die Umströmung der Flügelenden der angeschlossenen Geometrien und bewirken die Umströmung der Geometrie selbst. Im Fall des Linearjets werden sie zur Abbildung des rotierenden und des stationären Nabenteils genutzt und sind mit den Flügeln von Rotor bzw. Stator verbunden. Bei der Verbindung ist eine Übereinstimmung der Paneelverteilungen an der Schnittkante für die Rechnung erforderlich. Bei der Berechnung der auf diese Paneele wirkenden Kräfte wird lediglich die Quellstärke  $\sigma$  und die oben beschriebene Reibungskraft berücksichtigt. Bei der Ermittlung des Potentials am Linearjet tritt wie bei vielen Mehrkomponenten-Schiffspropulsoren das bekannte Problem auf, dass sich die Nachlaufflächen der verschiedenen Komponenten schneiden. Während der Vorarbeiten ist man auf diese Problematik getroffen, die in [18] detailliert beschrieben ist. Der Nachlauf des Rotors trifft sowohl auf die Geometrie des Stators als auch auf dessen Nachlauf und unter Umständen auch auf Geometrie und Nachlauf des Mantels. Die Nachläufe aller Komponenten durchqueren sich gegenseitig hinter dem Propulsor. Wenn der Abstand der Punkte, an denen die Quergeschwindigkeiten bei der Ermittlung der Nachlaufgeometrie bestimmt werden, zu einer Singularität sehr gering wird, treten sehr große induzierte Geschwindigkeiten auf. Diese bewirken, dass der Punkt stark verschoben wird und der Nachlauf möglicherweise eine unrealistische Form annimmt. Um das zu vermeiden, wurde eine Dämpfungsfunktion bei der Nachlaufverschiebung eingeführt, die die Einbeziehung einer Singularität unterdrückt, sobald ein Mindestabstand unterschritten wird. Dieser Abstand hängt von der Paneelgröße ab.

Eine weitere Funktion, die sogenannte Nachlaufbegrenzung, verhindert das Durchdringen der Nachlaufpaneele durch die Mantel- und Nabengeometrie. Dazu wird die Kontur der jeweiligen rotationssymmetrischen Geometrie vorgegeben, innerhalb derer der Nachlauf verläuft. Diese Funktion greift bei Überschreitung der Kontur durch die Stromlinien und sie bewirkt eine geometrische Skalierung des Nachlaufs. Sie greift lediglich im ersten Iterationsschritt, damit der Nachlauf in den folgenden Schritten frei gebildet werden kann. Da die Rotorstrahlkontraktion den Verlauf der freien Wirbel und damit die Kräfte an der Düse beeinflusst [13], spielt diese Funktion eine große Rolle, um eine konvergierende Lösung zu ermöglichen.

Die Validierung des Potentialverfahrens erfolgte bisher für konventionelle Propeller und Düsenpropeller, siehe Kapitel 6. Die Validierung für Linearjets wird in dieser Arbeit behandelt und ist in Kapitel 8 beschrieben.

## 4.2 Feldmethode

Bei der Strömung am Linearjet handelt es sich um turbulente Strömungen. Zur Berücksichtigung der Viskosität und Turbulenz der Strömung in der Simulation bedarf es der Anwendung einer Feldmethode zur Lösung der zeitgemittelten Navier-Stokes-Gleichung. Dabei handelt es sich um eine partielle nichtlineare Differentialgleichung, die für Probleme in der Größenordnung der Umströmung des Linearjets analytisch nicht zu lösen ist. Daher wird die Methode der Finiten-Volumen zur numerischen Lösung verwendet. Darin wird die Integralform der zu lösenden Gleichung diskretisiert und in ein lineares Gleichungssystem überführt. Die Turbulenz wird durch Turbulenzmodelle berücksichtigt.

Zur Simulation der Umströmung des Linearjets ist bei Anwendung einer Feldmethode die Diskretisierung der gesamten Fluidomain um den Propulsor in eine endliche Anzahl Kontrollvolumen erforderlich. Die nötige Auflösung ist von den zu erwartenden Geschwindigkeitsgradienten



abhängig. Durch die iterative Lösung des Gleichungssystems erhält man eine Näherungslösung für das Strömungsverhalten im gesamten Rechengebiet. In dieser Arbeit wird zur Simulation der viskosen Strömung das kommerziell verfügbare Rechenverfahren ANSYS-CFX benutzt. Es ermittelt iterativ eine Lösung der Reynolds-gemittelten Navier-Stokes-Gleichung (RANSE) bei vorgegebenen Randbedingungen und wird im Folgenden als RANSE-Verfahren bezeichnet.

Mit diesem Verfahren können stationäre, instationäre und auch quasistationäre Probleme simuliert werden. Stationäre Simulationen betrachten die Strömungsgrößen zu einem Zeitpunkt, der als unveränderlich angenommen wird. Instationäre Simulationen hingegen berechnen eine zeitlich veränderliche Strömung. Sie schließen einen Zeitschritt ein, der kleiner gewählt werden muß, als die Zeit, die eine signifikante Veränderung benötigt, um ein Kontrollvolumen zu durchwandern. Das Ergebnis einer instationären Simulation ist zeitabhängig und muß entsprechend dargestellt werden. Quasistationäre Simulationen betrachten die Strömungsgrößen zu einem Zeitpunkt einer instationären Strömung. Ein typisches Beispiel ist eine Rotor-Stator-Simulation, deren Umströmung zu einem Zeitpunkt, d.h. bei einer relativen Flügelstellung von Rotor und Stator berechnet wird. Diese Betrachtungsweise wird in Kapitel 4.3.2 genauer beschrieben.

Grundlage des RANSE-Verfahrens sind Gleichungen zur Beschreibung der Massen- und Impulserhaltung in Integralform [19]. Die Gleichung zur Beschreibung der Massenerhaltung lautet in integraler Form:

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} \rho d\Omega + \int_S \rho \vec{v} \vec{n} dS = 0 \quad (4.13)$$

Darin ist  $t$  die Zeit,  $\Omega$  das Kontrollvolumen,  $\rho$  die Dichte und  $S$  die Randfläche des Kontrollvolumens. Der Normalenvektor auf dieser Randfläche ist mit  $\vec{n}$  bezeichnet und  $\vec{v}$  stellt den entsprechenden Geschwindigkeitsvektor dar. Die integrale Form der Impulserhaltung lautet:

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} \rho \vec{v} d\Omega + \int_S \rho \vec{v} \vec{v} \cdot \vec{n} dS = \int_S T \cdot \vec{n} dS + \int_{\Omega} \rho \vec{b} d\Omega \quad (4.14)$$

Die Größe  $\vec{b}$  steht für einen Kraftvektor pro Masseneinheit. Der viskose Spannungstensor  $T$  stellt die Scherkräfte am Kontrollvolumen dar.

Die Navier-Stokes Gleichung eignet sich zur Berechnung laminarer und turbulenter Strömungen. Turbulente Strömungen sind 3-dimensional, instationär und enthalten ein hohes Maß an Zirkulation. Die Berechnung turbulenter Strömungen unter Verwendung der Navier-Stokes Gleichung im DNS-Verfahren bedeutet einen erheblichen Rechenaufwand. Die Diskretisierung des Rechengebietes erfordert eine derart hohe Auflösung, dass jeder Wirbel abgebildet werden kann. Das Rechengebiet muß für das Verfahren mindestens so groß sein, wie der größte turbulente Wirbel. Ein nützliches Maß dieser Größe ist die integrale Turbulenzgröße  $L$ . Das ist die Distanz, über die die fluktuierende Geschwindigkeitskomponente ihrem Mittelwert entspricht. Jede lineare Dimension der Domain muß einem mehrfachen Maß dieser Größe entsprechen. Im DNS-Verfahren wird eine Reynoldszahl  $R_n$  verwendet, die mit einem Maß der Geschwindigkeitsfluktuationen und der Turbulenzgröße  $L$  gebildet wird. Diese liegt typischerweise etwa bei einem Hundertstel der makroskopischen Reynoldszahl, die gewöhnlich im Schiffbau benutzt wird. DNS sind daher auf Forschungsanwendungen in Problemen kleiner Abmessungen und niedriger Reynoldszahlen bis ca.  $R_n = 200$  begrenzt. Für technische Probleme sind sie nicht zu bewältigen, aber auch nicht erforderlich, weil im Wesentlichen integrale Größen benötigt werden.

Beim RANSE-Verfahren wird eine modifizierte Form der Navier-Stokes-Gleichung benutzt, bei der ein wesentlich gröberes Netz verwendet werden kann. In statistisch stationären Strömungen kann jede Variable in den Erhaltungsgleichungen 4.13 und 4.14 durch die Summe einer gemittelten Variable und einer Schwankungsgröße ersetzt werden. Bei diesem Verfahren werden alle instationären Größen durch Mittelung approximiert und als Teil der Turbulenz betrachtet. Durch diese

Mittelung führt die Nichtlinearität der Navier-Stokes Gleichung zu Termen, die modelliert werden müssen. Diese Vorgehensweise ermöglicht eine annähernde Berechnung der turbulenten Strömung. Bei instationären Strömungen muß die Zeitmittelung durch eine Gesamtmitteilung ersetzt werden. Allgemeingültig wird dabei für eine skalare oder vektorielle Größe  $\phi$  folgende Bedingung angenommen, in der  $\bar{\phi}$  den Mittelwert der Größe darstellt und  $\phi'$  die Schwankung:

$$\phi = \bar{\phi} + \phi' \quad (4.15)$$

Steht an Stelle von  $\phi$  die Geschwindigkeit  $\vec{v}$ , ergibt sich diese aus der zeitlich gemittelten Geschwindigkeit  $\bar{\vec{v}}$  und der Schwankungsgröße  $\vec{v}'$ :

$$\vec{v} = \bar{\vec{v}} + \vec{v}' \quad (4.16)$$

Der gemittelte Geschwindigkeitsvektor entspricht:

$$\bar{\vec{v}} = \frac{1}{\Delta t} \int_t^{t+\Delta t} \vec{v} dt \quad (4.17)$$

Die zeitlich gemittelte Schwankungsgröße muß gleich Null sein:

$$\bar{\vec{v}'} = \frac{1}{\Delta t} \int_t^{t+\Delta t} \vec{v}' dt = 0 \quad (4.18)$$

Die Zeitskala  $\Delta t$  muß groß gegenüber der typischen Fluktuationszeit sein, aber klein gegenüber dem Zeitschritt der Lösung der Gleichungen. Die Schwankungsgröße ist per Definition gleich Null, wenn in den Erhaltungsgleichungen lineare Terme gemittelt werden. Von den quadratischen nicht-linearen Termen erhält man das Produkt des Mittelwertes und eine Kovarianz:

$$\overline{\vec{v}\phi} = \overline{(\bar{\vec{v}} + \vec{v}')(\bar{\phi} + \phi')} = \bar{\vec{v}} \bar{\phi} + \overline{\vec{v}'\phi'} \quad (4.19)$$

Der letzte Term in Gleichung 4.19 enthält die turbulenten oder Reynolds'schen Spannungen. Diese können nicht eindeutig als Funktionen der Mittelwerte dargestellt werden. Die gemittelten Massen- und Impulserhaltungsgleichungen können mit Hilfe eines Turbulenzmodells genähert werden [19]. Turbulenzmodelle sind eine auf empirisch ermittelten Ergebnissen basierende Vereinfachung, die im Ingenieurbereich ausreichende Genauigkeit bietet. Sie basieren auf der Annahme einer instationären Strömung eines inkompressiblen Fluids. Ihr Gültigkeitsbereich ist von der Reynoldszahl abhängig. Eine vielfach verwendete Art der Turbulenzmodelle sind die Wirbelviskositätsmodelle. Sie berücksichtigen kleine Wirbel, die ständig in Bewegung sind und die sich durch innere Reibung (Dissipation) auflösen. Die Wirbelviskositätsmodelle basieren auf der Annahme, daß der Effekt der Turbulenz durch eine erhöhte Viskosität repräsentiert werden kann. Nach dem Wirbelviskositätsprinzip von Boussinesq wird die molekulare Viskosität  $\nu$  durch die turbulente Wirbelviskosität  $\nu_t$  ersetzt. Diese ist eine in Raum und Zeit veränderliche Größe, da die auftretenden Scherspannungen vom gemittelten Geschwindigkeitsgradienten abhängig sind.

Turbulenzmodelle werden nach der Anzahl der partiellen Differenzialgleichungen geordnet. Nullgleichungsmodelle sind die einfachsten Turbulenzmodelle, bei denen anstelle einer weiteren Transportgleichung zur Lösung der turbulenten Strömung eine algebraische Gleichung verwendet wird.

2-Gleichungsmodelle beinhalten hingegen die Lösung von 2 gekoppelten Transportgleichungen. Sie werden nach den verwendeten Turbulenzgrößen benannt. Die bekanntesten 2-Gleichungsmodelle sind das  $k - \epsilon$  und das  $k - \omega$ -Turbulenzmodell, die die gekoppelten Transportgleichungen für die turbulente kinetische Energie und deren Dissipation lösen. In dieser Arbeit wird das heute weit verbreitete sogenannte „Shear-Stress-Transport“-Turbulenzmodell nach Menter (SST) verwendet. Es verbindet die Vorteile der beiden 2-Gleichungs-Wirbelviskositätsmodelle  $k - \epsilon$  und  $k - \omega$  durch eine räumliche Aufteilung des Rechengebietes in zwei Teilgebiete, die in einem Mischgebiet miteinander verbunden sind. Dieses Turbulenzmodell ist besonders geeignet für komplexe Geometrien mit rotierenden Elementen. In Wandnähe wird das  $k - \omega$ -Modell angewendet bis im wandferneren Bereich ein Übergang zum  $k - \epsilon$ -Modell stattfindet.

Für die Näherung der Reynoldsspannungen in Gleichung 4.19 ergibt sich folgende Gleichung [19]:

$$-\rho \overline{u'_i u'_j} = \mu_t \left( \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \rho \delta_{ij} k \quad (4.20)$$

Dabei steht  $\mu_t$  für die Wirbelviskosität und  $\delta_{ij}$  bezeichnet das Kroneckerdelta:

$$\delta_{ij} = \begin{cases} 0 & i \neq j \\ 1 & i = j \end{cases} \quad (4.21)$$

Durch  $k$  wird die turbulente kinetische Energie, ein Maß der turbulenten Schwankungen, bezeichnet. Diese ist die Summe der turbulenten Normalspannungen:

$$k = \frac{1}{2} \overline{u'_i u'_i} = \frac{1}{2} (\overline{u'_x u'_x} + \overline{u'_y u'_y} + \overline{u'_z u'_z}) \quad (4.22)$$

Die Wirbelviskosität wird im  $k - \epsilon$ -Turbulenzmodell ausgedrückt als:

$$\mu_t = \rho C_\mu \frac{k^2}{\epsilon} \quad (4.23)$$

Sowohl die Dissipationsrate der turbulenten kinetischen Energie  $\epsilon$  als auch  $k$  können aus den Navier-Stokes-Gleichungen zur Erhaltung von Masse und Impuls abgeleitet werden. Die Gleichung der turbulenten kinetischen Energie  $k$  lautet:

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \bar{u}_j k)}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \mu \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \frac{\mu_t}{\sigma_k} \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + P_k - \rho \epsilon \quad (4.24)$$

Der zweite Term auf der rechten Seite entspricht der turbulenten Diffusion der kinetischen Energie, während  $P_k$  die Produktion der turbulenten kinetischen Energie darstellt:

$$P_k = \mu_t \left( \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right) \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} \quad (4.25)$$

Die Dissipation  $\epsilon$  in Gleichung 4.23 wird durch folgende Transportgleichung bestimmt:

$$\frac{\partial \rho \epsilon}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \bar{u}_j \epsilon)}{\partial x_j} = C_{\epsilon 1} P_k \frac{\epsilon}{k} - \rho C_{\epsilon 2} \frac{\epsilon^2}{k} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\epsilon} \right) \frac{\partial \epsilon}{\partial x_j} \right) \quad (4.26)$$

Die meist verwendeten Parameter für die Gleichungen sind folgende:

$$C_\mu = 0.09, C_{\epsilon 1} = 1.44, C_{\epsilon 2} = 1.92, \sigma_k = 1.0, \sigma_\epsilon = 1.3 \quad (4.27)$$

Nach Ersetzen der Viskosität  $\mu$  durch die effektive Viskosität  $\mu_{eff} = \mu + \mu_t$  entspricht der Spannungstensor  $T$  in Gleichung 4.14:

$$T_{ij} = - \left( p + \frac{2}{3} \mu_{eff} \frac{\partial u_j}{\partial x_j} \right) \delta_{ij} + \mu_{eff} \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \quad (4.28)$$

Auf diese Weise wird die Gleichung zur Impulserhaltung (4.14) lösbar.

Wie das  $k - \epsilon$ -Modell löst auch das  $k - \omega$ -Turbulenzmodell eine Gleichung für die turbulente kinetische Energie  $k$  [20]:

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \bar{u}_j k)}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \mu \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \frac{\mu_t}{\sigma'_k} \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + P_k - \beta' \rho k \omega \quad (4.29)$$

Die zweite im  $k - \omega$ -Modell zu lösende Gleichung für die turbulente Frequenz  $\omega$  lautet:

$$\frac{\partial \rho \omega}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \bar{u}_j \omega)}{\partial x_j} = \alpha P_k \frac{\omega}{k} - \rho \beta \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\omega} \right) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) \quad (4.30)$$

Darin wird die Produktion der turbulenten kinetischen Energie  $P_k$  wie im  $k - \epsilon$ -Modell entsprechend 4.25 gelöst. Die Konstanten des  $k - \omega$ -Modells sind folgende:

$$\beta' = 0.09, \alpha = 5/9, \beta = 0.075, \sigma'_k = 2.0, \sigma_\omega = 2.0 \quad (4.31)$$

Im  $k - \omega$ -Turbulenzmodell wird die in Gleichung 4.28 zu verwendende effektive Viskosität  $\mu_{eff}$  mit Hilfe der Wirbelviskosität  $\mu_t$  ausgedrückt:

$$\mu_t = \rho \frac{k}{\omega} \quad (4.32)$$

Eine weitere Art der Turbulenzmodelle sind Reynolds-Spannungs-Modelle. Sie basieren auf dynamischen Gleichungen für den Reynolds-Spannungs-Tensor und sind recht kompliziert. Da bei Ihrer Verwendung die Wirbelviskosität kein Skalar mehr ist, gilt Gleichung 4.20 nicht. Die Reynolds-Spannungs-Modelle benötigen mehr Gleichungen als die oben beschriebenen 2-Gleichungsmodelle. Als wesentlicher Vorteil des RANSE-Verfahrens gegenüber dem Potentialverfahren ist bei Verwendung der Haftbedingung und eines Turbulenzmodells die Möglichkeit der Erfassung von Grenzschicht- und Ablösungsbereichen zu nennen. Ein weiterer Vorteil in Bezug auf den Linearjet ist die realistischere Berücksichtigung des Spaltflusses zwischen Rotor und Mantel.

### 4.3 Modellierung des Rotoreinflusses

Der Modellierung des Rotoreinflusses kommt eine große Bedeutung zu. Möglichkeiten einer Vereinfachung zur Einsparung von Rechenzeit müssen daher sorgfältig geprüft werden. Hinsichtlich der langen Rechenzeiten der im folgenden Kapitel 4.3.1 beschriebenen instationären RANSE-Simulationen werden auch die in Kap. 4.3.2 erläuterten quasistationären Simulationen und ein Propellermodell in die Optimierung eingebunden, das in Kap. 4.3.3 beschrieben wird. Dabei kann in einem gewissen Rahmen der geometrischen Variation davon ausgegangen werden, daß eventuelle systematische Abweichungen einen ähnlichen Effekt auf die integralen Größen haben, die in der Zielfunktion verwendet werden. Unter dieser Voraussetzung ist die optimierte Geometrie auch unter realen Bedingungen die beste unter der Menge der ausgewerteten Geometrien.

### 4.3.1 Rotor-Stator-Simulation

Die realitätsnächsten Ergebnisse können mit Rotor-Stator-Simulationen erzielt werden. Dazu werden alle Rotor- und Statorflügel diskretisiert und nur zwischen rotierenden und stationären Domains Schnittstellen verwendet. Die Rotordomain wird samt ihres Nabenteils in einer eigenen Domain untergebracht, die der Rotordrehzahl entsprechend rotiert und über sogenannte „sliding interfaces“ mit dem stationären Teil des Netzes verbunden wird. Hierfür ist die Verwendung eines Zeitschrittes notwendig, der kleiner als die tangentiale Netzauflösung gegenüber der Drehzahl ist. Bis zur Vereinheitlichung der Strömung um den Rotor ist meist die Simulation mehrerer Rotordrehungen erforderlich. Da diese Simulationen je nach Diskretisierung und Zeitschritt sehr große Rechenzeiten erfordern (siehe Tabelle 6.1), können derartige Simulationen lediglich der Untersuchung instationärer Effekte einzelner Geometrien und der Validierung der in den vorhergehenden Kapiteln beschriebenen Vereinfachungen dienen.

### 4.3.2 Quasistationäre Methode

Quasistationäre Berechnungsverfahren betrachten einen Moment eines instationären Strömungsphänomens. Eine rotierende Domain wird über Schnittstellen mit angrenzenden stationären Domains verbunden. Eine solche Schnittstelle übernimmt die Berechnung der Strömungsgrößen vom ortsfesten in das rotierende Koordinatensystem oder umgekehrt.

Diese Art der Vereinfachung wurde während der Optimierung sowohl im Potentialverfahren als auch im RANSE-Verfahren verwendet. Zur quasistationären Simulation der Strömung am Linearjet ist nicht zwangsläufig die Diskretisierung des gesamten Fluids um den Propulsor erforderlich. Wegen der Periodizität der Propellergeometrie kann eine Simulation an nur einem der Rotorflügel stattfinden, der über periodische Randbedingungen den Einfluß der benachbarten Flügel erfährt (siehe Abbildung 5.14). Bei einer solchen Simulation der Strömung lediglich in einer Zylinderteildomain kann der Rechenaufwand erheblich reduziert werden. ANSYS-CFX bietet zwei unterschiedliche Schnittstellen an, die als „Station“ und „Frozen-Rotor“ bezeichnet werden.

#### Station

Die Schnittstelle namens „Station“ in ANSYS-CFX stellt eine von Brewton [11] als Mischebene bezeichnete Methode dar, die Strömungsgrößen tangential gemittelt übergibt. Dadurch ergibt sich beispielsweise am Linearjet eine Mittelung inhomogener Strömungsgrößen, die sich aus der Relativstellung der Rotor- und Statorflügel zueinander ergibt. Während der Optimierung wird jedoch die im Folgenden beschriebene „Frozen-Rotor“-Methode verwendet.

#### Frozen-Rotor

Eine weitere Methode in ANSYS-CFX wird mit „Frozen-Rotor“ bezeichnet. Sie berücksichtigt die Rotationseffekte in Form von Tangentialgeschwindigkeiten, sowie Zentrifugal- und Corioliskräfte. Da es sich um eine quasistationäre Methode handelt, wird der Effekt nur einer relativen Flügelstellung von Rotor und Stator im Linearjet berücksichtigt.

### 4.3.3 Propellermodell

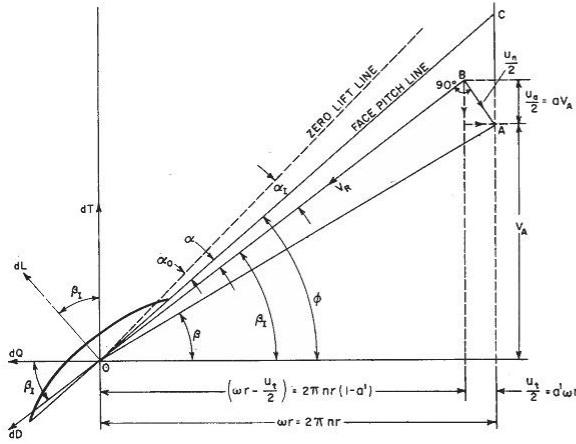
Zur Berücksichtigung des Rotoreinflusses wird in dieser Arbeit teilweise anstelle von vernetzten Geometrien der einzelnen Flügel ein Propellermodell eingesetzt. Da dieses für einen konventionellen Propeller entwickelt wurde, wird es im Folgenden als Propellermodell bezeichnet. Alternativ zur Modellierung des Propellereinflusses besteht aber auch die Möglichkeit, es in einem Rotationsvolumen anzuwenden, das anstelle eines Rotors oder eines Stators angeordnet wird. Das Modell ermittelt einen Kraftvektor, der als  $\vec{b}$  in Gleichung 4.14 in die Simulation einbezogen wird.

Im Fall des Linearjets verläuft das diskretisierte Rotationsvolumen aussen entlang der Mantellinienkontur und besitzt am Ort der Nabe eine entsprechende Aussparung. Der Einfluß des Spaltes zwischen Rotor und Mantel kann durch die Größe der Propellermodelldomain variiert werden. Der Einfluß der Spaltgröße auf die Strömungsverhältnisse an der Ummantelung wurde anhand eines Propellers der  $k-\alpha$ -Serie in einer Düse MARIN No.19A [1] untersucht. Die Ergebnisse sind in Kapitel 6.2 zusammengefasst. Auf die im Folgenden beschriebene Weise wird eine Simulation des Rotoreinflusses möglich, die der einer Rotor-Stator-Simulation nahe kommt und eine erhebliche Einsparung an Rechenzeit bietet.

Das verwendete Propellermodell wurde von Müller et al. [21] beschrieben und von Abdel-Maksoud [22] mit einer instationär simulierten Propellergeometrie unter Berücksichtigung der freien Wasseroberfläche verglichen. Als Vorgabe kann ein zu erreichender Schub verwendet werden, aus dem sich die nötige Drehzahl ergibt oder eine zu erreichende Drehzahl, aus der sich der entsprechende Schub ergibt. Weiterhin besteht die Möglichkeit der Verwendung eines zusätzlichen Statormodells. Die Vorgehensweise ist die gleiche wie beim Rotor, wobei die Schub- und Momentenbeiträge des relativ zur mittleren Anströmung rotierenden Stators verwendet werden.

#### Funktionsweise

Im Propellermodell wird ein lokales Koordinatensystem verwendet, dessen Ursprung auf der Propellerdrehachse liegt. Darin werden die Polarkoordinaten aller Elemente im Propellermodellbereich bestimmt. Unter diesen Elementen wird ein Schubbereich und eine Einleseebene definiert. Jedem Element im Schubbereich wird ein Element in der Einleseebene zugeordnet, in dem der lokale Anströmgeschwindigkeitsvektor aus dem vorangegangenen Iterationsschritt verwendet und in Polarkoordinaten des lokalen Koordinatensystems transformiert wird. Der Betriebspunkt des ersetzten Propellers wird entsprechend dem Propellerfreifahrttdiagramm anhand des durchschnittlichen Zustroms bestimmt. Das Propellerfreifahrttdiagramm stammt aus Modellversuchen oder wird mit Hilfe des in Kapitel 4.1 beschriebenen Potentialverfahrens ermittelt. Bei der Ermittlung des Betriebspunktes werden sowohl die axiale als auch die tangentielle Zustromgeschwindigkeit berücksichtigt. Die axiale Zustromgeschwindigkeit wird um die vom Propeller induzierte Geschwindigkeit reduziert. Bei der Bestimmung der Drehzahl  $n$  des Propellers wird die durchschnittliche tangentielle Zustromgeschwindigkeit  $V_{tan}$  berücksichtigt. Durch die Bestimmung des Betriebspunktes werden Drehzahl, Schub und Drehmoment unter Berücksichtigung des aktuellen Zustroms zum Propellermodell berechnet. Entsprechend der in Kapitel 1.1 kurz angeschnittenen Profiltheorie wird bei der Bestimmung des Schub- und Momentenbeitrages  $dT$  und  $dQ$  eines jeden Elementes im Schubbereich des Propellermodells entsprechend Abbildung 4.3 der lokale Geschwindigkeitsvektor und die Geometrie des Profils des Propellerflügelschnittes am lokalen Radius verwendet.



$V_A$	= lokale axiale Geschwindigkeit
$U_a, U_t$	= induzierte lokale Geschwindigkeitskomponenten
$\phi$	= Propellersteigung
$\alpha$	= effektiver Anströmwinkel
$\alpha_0$	= Null-Auftriebswinkel
$\beta$	= Fortschrittswinkel
$\beta_i$	= induzierter Anströmwinkel
$d_L$	= Auftriebsänderung
$d_D$	= Widerstandsänderung
$d_T$	= Schubänderung
$d_Q$	= Drehmomentänderung

Abbildung 4.3: Geschwindigkeiten am Flügelprofil, Lewis [1]

Die Berechnung des Auftriebs- und Widerstandsbeiwertes  $C_L$  und  $C_D$  jedes einzelnen Propellerflügelschnittes berücksichtigt die Geometrie des durch das Propellermodell ersetzten Propellers inklusive Profillänge  $c$ , Steigung  $\phi$ , maximaler Dicke  $t_{max}$  und Wölbung  $f_{max}$ . Anhand von  $C_L$  und  $C_D$  werden der lokale Schub  $T_{lok}$  und das lokale Drehmoment  $Q_{lok}$  eines jeden Elementes der radialen Ausdehnung  $dr$  berechnet:

$$C_L = 2 \cdot \pi \cdot (\alpha - \alpha_0) \quad (4.33)$$

$$\begin{aligned} C_D = & 0.0675 + 1255.0 \cdot t_{max}^2 \cdot f_{max}^2 \\ & - 3.839 \cdot f_{max} \cdot \alpha + 9.658 \cdot \alpha^2 \\ & - 17.101 \cdot t_{max} \cdot \alpha^2 \\ & - 1616.0 \cdot t_{max}^2 \cdot \alpha^2 \cdot \alpha^2 \\ & - 5802.0 \cdot t_{max}^3 \end{aligned} \quad (4.34)$$

$$T_{lok} = \frac{\rho}{2} \cdot c \cdot dr \cdot V_A^2 \cdot (C_L \cdot \cos\beta_i - C_D \cdot \sin\beta_i) \quad (4.35)$$

$$Q_{lok} = \frac{\rho}{2} \cdot r \cdot c \cdot dr \cdot V_A^2 \cdot (C_L \cdot \sin\beta_i - C_D \cdot \cos\beta_i) \quad (4.36)$$

Die Gleichung (4.34) ist eine auf Kruppa [23] basierende modifizierte Formel zur Berechnung des Profilwiderstandsbeiwertes. Durch Integration der Schub- und Momentenbeiträge über den gesamten Schubbereich des Propellermodells wird je ein Faktor berechnet, der iterativ zum Erreichen des für den Betriebspunkt ermittelten Schubes und Drehmomentes führt.

### Virtueller Propeller

Als weitere Option erlaubt das Propellermodell anstelle einer tangentialen Mittlung des Propellerinflusses die Berücksichtigung sogenannter virtueller Propellerflügel. Dabei wird in denjenigen Elementen im Schubbereich ein Kraftterm übergeben, die sich bei einer bestimmten Propellerposition innerhalb der projizierten Flügelausdehnung befinden. In Abbildung 4.4 ist dieser Bereich



rot dargestellt. Bei der Bestimmung der Flügelpositionen wird die Flügelzahl berücksichtigt und die Berechnung der projizierten Fläche geschieht anhand der radial veränderlichen Sehnenlänge, sowie der Steigung und des Skew. Die variable Schubverteilung über der Sehnenlänge entspricht dabei dem in Gleichung (4.37) dargestellten Schubfaktor  $F_T$ :

$$F_T = 58.997 \cdot \left(\frac{x}{c}\right)^6 - 160.45 \cdot \left(\frac{x}{c}\right)^5 + 143.16 \cdot \left(\frac{x}{c}\right)^4 - 50.888 \cdot \left(\frac{x}{c}\right)^3 + 6.817 \cdot \left(\frac{x}{c}\right)^2 + 2.37 \cdot \left(\frac{x}{c}\right) \quad (4.37)$$

Die Größe  $x$  ist die dimensionslose Position auf der Sehne der Länge  $c$ . Die entsprechende Schubverteilung stammt aus dem in Abbildung 4.5 dargestellten Diagramm. Darin entspricht die im Propellermodell verwendete blau dargestellte Funktion  $F_T$  der mit Hilfe einer Fehlerquadratminimierung ermittelten charakteristischen Druckdifferenz zwischen Druck- und Saugseite eines Profilschnittes. Das beschriebene Propellermodell bewirkt die Variation von Schub und Moment in tangentialer und radialer Richtung. Da der tatsächliche Effekt eines Propellers zwischen dem des Propellermodells mit unendlicher Flügelanzahl und dem des Propellermodells mit den beschriebenen virtuellen Propellerflügeln liegt, wird ein Mischfaktor eingeführt, der den Anteil des Einflusses der virtuellen Propellerflügel beschreibt.

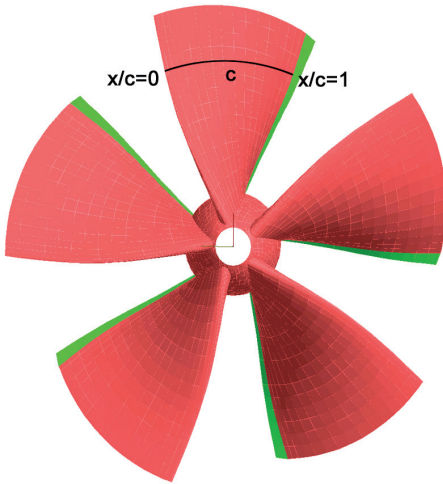


Abbildung 4.4: SehnenvARIABLE  $x$

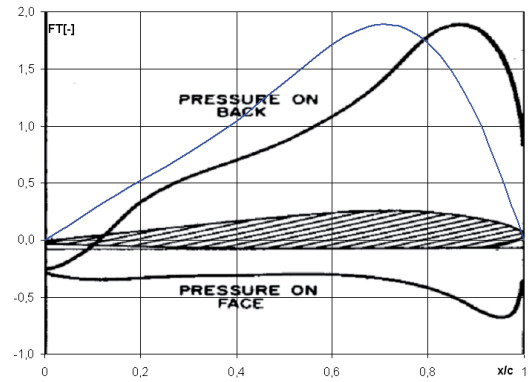


Abbildung 4.5: Charakteristische Druckverteilung über Profilschnitt [1] und resultierender Schubfaktor (blau)

Die Option des virtuellen Propellers ermöglicht eine realitätsnähere Widergabe des Rotoreinflusses. Denkbar wäre die Nutzung in einer Simulation unter Diskretisierung von Mantel, Stator und Nabe und Verwendung des Propellermodells anstelle des Rotors. Diese Option ist bei Einbindung einer Zeitabhängigkeit der Flügelstellung auch zur Simulation instationärer Effekte nutzbar. Weiterhin können Druckschwankungen aufgrund der Rotor- und Statorwirkung berücksichtigt werden. In der von Tide [24] beschriebenen Studie wurde festgestellt, dass das Verfahren unter Verwendung des virtuellen Propellers (RANS-PropModVP) hinsichtlich der Kräfte an der Düse stärker abweichende Ergebnisse lieferte als unter Verwendung der unendlichen Flügelzahl (RANS-PropModZinf). Da in dieser Arbeit eine Bewertung eines Propulsors aufgrund gemittelter Größen stattfindet, wird während der Optimierung die im folgenden Abschnitt beschriebene Kopplung mit dem Potentialverfahren verwendet.



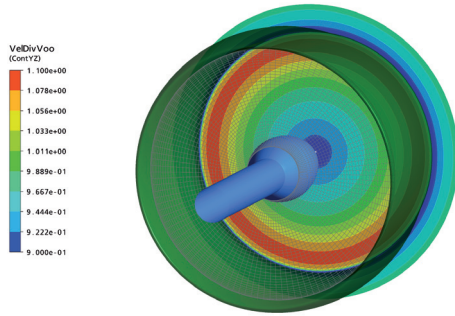
### Kopplung mit dem Potentialverfahren

Anstelle der Verwendung des Propellerfreifahrtendiagramms und der Geometrie eines modellierten Propellers kann alternativ die Zirkulation des Propellers aus einem Potentialverfahren benutzt werden. Wird das in Kap. 4.1 beschriebene Verfahren verwendet, kann der Ergebnisdatei die Zirkulationsverteilung für einen Betriebspunkt entnommen und als radial veränderliche Größe im Propellermodell verwendet werden. Das Propellermodell übergibt dann die Schub- und Momentenverteilung entsprechend dieser Größe an das RANSE-Verfahren. Diese Vorgehensweise eignet sich jedoch lediglich für den Spezialfall einer homogenen Zuströmung, wenn im Potentialverfahren keine inhomogene Zuströmung berücksichtigt wird. Ansonsten wäre neben der radialen Verteilung der Zirkulation auch eine tangentialer Verteilung zu übergeben.

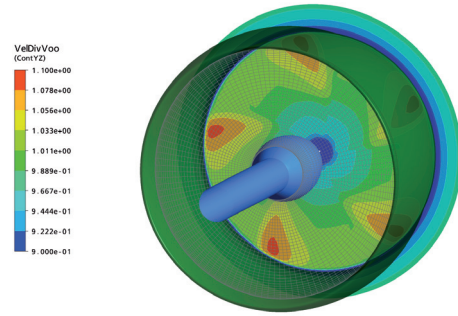
Im vorliegenden Fall der Optimierung eines Linearjets liegt der Fall einer homogenen Zuströmung zum Propulsor vor. Daher wurde die Zirkulationsverteilung  $\Gamma = f(r/R)$  während der Optimierung verwendet, sobald sie als Ergebnis des Potentialverfahrens vorlag. Da der Linearjet mit einem Stator versehen ist, der die aus der Wirkweise des Rotors resultierende Drallenergie möglichst vollkommen zurückgewinnt, ist das Ziel der Optimierung ein drallfreier Abstrom. Anstatt im Propellermodell Drall zu erzeugen, der dem Fluid in einem zweiten zu implementierenden Modell am Ort des Stators entzogen wird, wird lediglich ein Propellermodell verwendet, das keinen Drall erzeugt. Hier wird der Schubanteil an das RANSE-Verfahren übergeben und der Dralleinfluss bleibt unberücksichtigt. Damit ist ein vereinfachter Einfluß des Zusammenspiels von Rotor und Stator in diesem Modell integriert.

### Verifizierung der Wirkung des Propellermodells

Das Ergebnis des Propellermodells, also der Kraftvektor  $\vec{b}$  in Gleichung 4.14, kann in ANSYS CFX nicht direkt dargestellt werden. Seine Wirkung kann aber indirekt in Form der Druck- oder Geschwindigkeitsverteilung visualisiert werden. Die Verifizierung der Wirkung des Propellermodells geschieht anhand der Abbildungen 4.6 und 4.7, die die normierten Geschwindigkeitskonturen in der Auslassebene des Linearjets darstellen. Abbildung 4.6 zeigt diese unter Verwendung des Propellermodells mit unendlich vielen Flügeln (RANS-PropModZInf), während Abbildung 4.7 die Ergebnisse einer Simulation unter Verwendung des „virtuellen Propellers“ (RANS-PropModVP) darstellt. Hier ist der Einfluss der einzelnen Rotorflügel anhand der Übergeschwindigkeiten im Nachlauf der fünf durch das Propellermodell ersetzten Rotorflügel zu erkennen. Bei beiden Abbildungen ist auf eine starke Konzentration des Schubes auf den äußeren Bereich zu schließen.



**Abbildung 4.6:** Geschwindigkeitskonturen in der Auslassebene unter Verwendung des Propellermodells mit unendlich vielen Flügeln (RANSPropModZ-Inf)



**Abbildung 4.7:** Geschwindigkeitskonturen in der Auslassebene unter Verwendung des Propellermodells mit „virtuellem Propeller“ (RANSPropModVP)

Aufgrund der in [24] beschriebenen Erfahrungen wurde auch bei diesen Simulationen der Strömung am Linearjet die Kraft auf den Mantel betrachtet. Der Vergleich der Gesamtkraft auf den Mantel in beiden Simulationen zeigt eine Abweichung von ca. 3%, wobei die Verwendung der unendlichen Flügelzahl mit knapp 7% des Gesamtschubes die größere Kraft ergibt.

Bei Verwendung des Rechengitters über den gesamten Umfang ist die Rechendauer von der Option der virtuellen Flügelzahl unabhängig. Weil für den virtuellen Propeller eine größere Passage erforderlich ist, um einen der fünf Flügel abzubilden, als bei Verwendung der unendlichen Flügelzahl, steigt die Rechendauer der Simulation eines Umfangsteils entsprechend. Aus diesem Grund und wegen der in [24] festgestellten stärkeren Abweichung der Kräfte an der Düse unter Verwendung des „virtuellen Propellers“ wurde diese Option während der Optimierung nicht verwendet.

## 5 Entwurfsverfahren

In diesem Kapitel wird das entwickelte Entwurfsverfahren für Mehrkomponenten-Schiffspropulsoren anhand des Beispiels eines Linearjets vorgestellt. Die im ersten Teil beschriebenen erforderlichen Arbeitsschritte kennzeichnen den Weg von der Vorgabe der Randbedingungen bis zur optimierten Linearjetgeometrie. Dabei wird ein Optimierungsverfahren verwendet, das im anschließenden Teil beschrieben wird. Es wird auf die Funktionsweise eingegangen und mögliche Einstellungen werden erläutert. Der darauf folgende Teil beschreibt die Schnittstelle, die durch den Aufruf verschiedener Programme und den Austausch bestimmter Dateien vollautomatisch von der Vorgabe eines geometrischen Parametersatzes zur hydrodynamischen Bewertung in Form eines Zielwertes führt. Letzterer wird durch eine Zielfunktion berechnet, die von drei Bewertungskriterien abhängt. Durch die jeweilige Berechnungsfunktion dieser Kriterien und deren Wichtung in der Zielfunktion wird der Kompromiss beschrieben, den die zu ermittelnde optimierte Geometrie eingeht. Von der im anschließenden Teil erläuterten Geometriebeschreibung hängt der Erfolg des Verfahrens stark ab, da sie hydrodynamisch relevante Variationen zulassen muß, die dem Optimierungsverfahren den Weg zur optimalen Geometrie eröffnen. Für die hydrodynamische Auswertung bedarf es der Vernetzung der Geometrie, die in den letzten beiden Teilen des Kapitels beschrieben wird. Dabei wird unterschieden in die Oberflächenvernetzung, die bei Verwendung des Potentialverfahrens erfolgt, und die Volumenvernetzung, die für das RANSE-Verfahren benötigt wird.

### 5.1 Arbeitsschritte für den Entwurf

Typisch für einen Propulsorentwurf ist die Vorgabe der Schiffsgeschwindigkeit, des Durchmessers des Propulsors und des zu erreichenden Schubes. Anstelle der Schiffsgeschwindigkeit wird hier die als homogen angenommene ungestörte Anströmgeschwindigkeit  $v_\infty$  angenommen. Außerdem werden als Vorgaben die Tauchtiefe Mitte Propellerwelle und der erforderliche Wellendurchmesser angenommen. Dieser ist zur Übertragung des Drehmomentes aus Festigkeitsgründen nicht zu unterschreiten.

Die Komponenten des Propulsors werden mit den Abkürzungen „rot“ für den Rotor, „sta“ für den Stator, „mnt“ für den Mantel und „nab“ für die Nabe bezeichnet. Bei der Berechnung des Wirkungsgrades wird der erzielte Gesamtschub  $T_{ges}$  aller Komponenten mit der homogenen Anströmgeschwindigkeit  $v_\infty$  multipliziert und der benötigten Leistung gegenübergestellt:

$$\eta_{ges} = \frac{T_{ges} v_\infty}{2\pi Q_{ges} n}$$

Der Gesamtschub eines Mehrkomponenten-Schiffspropulsors setzt sich aus den Schubbeiträgen der einzelnen Komponenten zusammen:

$$T_{ges} = T_{rot} + T_{sta} + T_{mnt} + T_{nab}$$

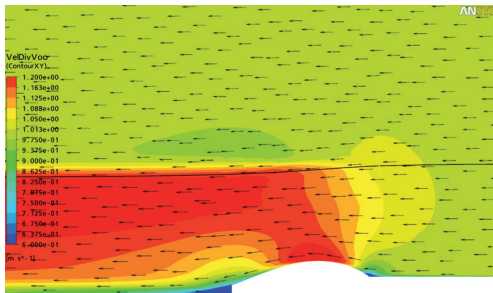
Die Antriebsleistung wird anhand der Drehzahl  $n$  und des an den rotierenden Komponenten aufgebrauchten Drehmomentes  $Q_{ges}$  bestimmt. Bei Trennung der Nabe in einen rotierenden und einen

nicht-rotierenden Teil ist das durch die Berücksichtigung von Reibungskräften entstehende Drehmoment des rotierenden Teils  $Q_{nab}$  im Gesamtdrehmoment  $Q_{ges}$  enthalten:

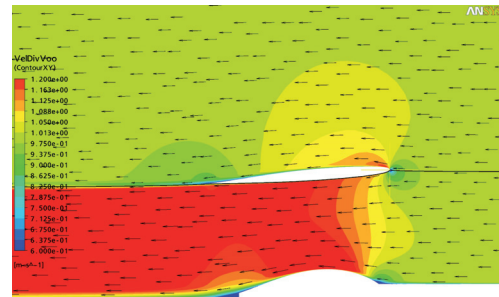
$$Q_{ges} = Q_{rot} + Q_{nab}$$

Wegen der vielseitigen Wechselwirkungen unter den Propulsorkomponenten handelt es sich bei diesem Entwurfsverfahren um eine komplexe Aufgabe, der durch die Verwendung eines Optimierungsverfahrens begegnet wird. Dabei wird jeweils die Geometrie eines Linearjets erstellt und die zu erwartenden hydrodynamischen Eigenschaften ermittelt. Diese Vorgehensweise entspricht dem von Kerwin [10] als „analysis mode“ bezeichneten Vorgehen.

Der Ablauf des gesamten in drei Teile untergliederten Entwurfsverfahrens ist in Abbildung 5.3 dargestellt. Der erste Teil dient der Ermittlung einer Stromlinie im RANSE-Verfahren, die der Festlegung der Mantelsehne im zweiten Teil als Grundlage dient. Diese Simulation der Strömung um die angenommene Nabenkontur erfolgt unter Verwendung eines Propellermodells, das einen homogen verteilten Kraftvektor in axialer Richtung an den RANSE-Löser übergibt. Die Summe der Kräfte in axialer Richtung entspricht dem geforderten Schub  $T_{Soll}$ . In Abbildung 5.1 sind die Konturen und die Vektoren des Strömungsfeldes in einer Schnittebene durch die Drehachse zu sehen. Die ermittelte Stromlinie ist als schwarze Linie dargestellt. Um die ermittelte Mantelsehne wird während der anschließenden „Vorooptimierung Potentialverfahren“ eine Manteldickenverteilung angenommen wie in Abbildung 5.2 dargestellt.



**Abbildung 5.1:** Geschwindigkeitskonturen und Vektoren unter Verwendung des Propellermodells mit homogener Schubverteilung und Stromlinie um die Nabe



**Abbildung 5.2:** Verwendung des Propellermodells mit homogener Schubverteilung um die Ausgangsgeometrie von Mantel und Nabe

Eine Durchführung der Optimierung nur mit Hilfe des RANSE-Verfahrens würde den Rechenaufwand extrem erhöhen. Eine ausschließliche Nutzung des Potentialverfahrens ließe Reibungseffekte und Ablösungserscheinungen unberücksichtigt. Weiterhin weist das Potentialverfahren einen oszillierenden Kraftverlauf am Mantel auf (Abbildung 5.7), während diese Größe mit dem RANSE-Verfahren in guter Übereinstimmung mit Versuchsergebnissen bestimmt werden kann. Vor diesem Hintergrund wurde im zweiten Teil des in Abbildung 5.3 dargestellten Ablaufs als Vorooptimierung eine paarweise Vorgehensweise bei der Optimierung der vier Propulsorkomponenten gewählt.

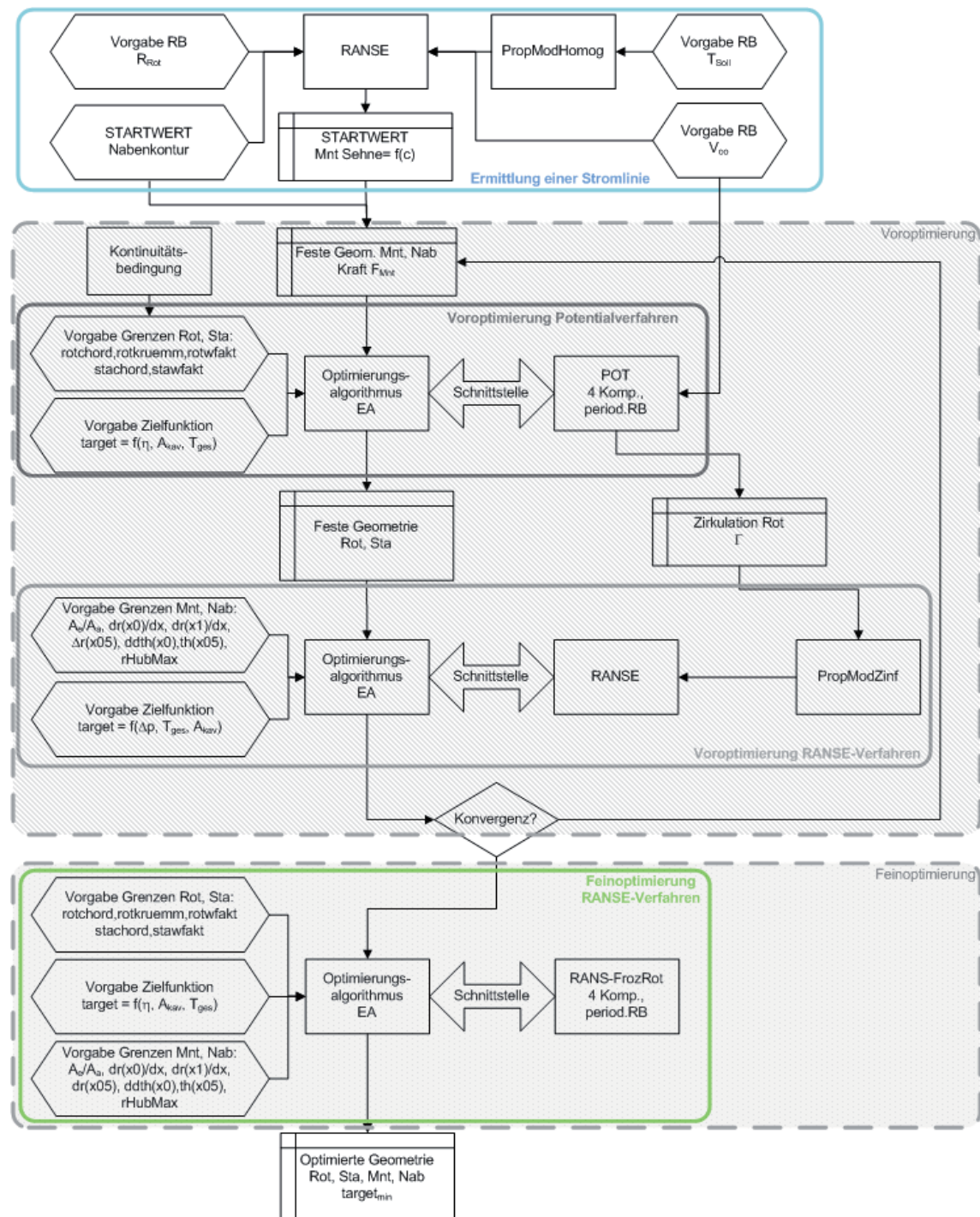


Abbildung 5.3: Ablauf des optimierungsgestützten Entwurfsverfahrens



Die in die Optimierung einzubeziehenden Größen, die sogenannten Gütekriterien, werden nach einer Wichtung in einer Zielfunktion als Summe in einem Zielwert zusammengefasst. Im beschriebenen Verfahren werden der Wirkungsgrad  $\eta$ , das Erreichen des vorgegebenen Schubes  $T_{Soll}$ , das gemittelte Druckniveau im Propellerbereich  $\Delta p$  und die Kavitationsgefährdung verwendet. Letztere wird über den Anteil einer Fläche  $A_{kav}$  bewertet, deren Druck das Dampfdruckkriterium unterschreitet. Zwischen den genannten Größen gilt es, einen optimalen Kompromiss zu finden.

Der Gesamtschub ist hauptsächlich abhängig von der Rotorsteigung, der Rotorsehnenlänge und der Drehzahl. Da diese Größen bezüglich Ihrer Wirkung auf den Schub redundant sind, ist es sinnvoll, nicht alle drei Größen als Objektparameter in der Optimierung zu variieren. Daher wird hier die Drehzahl wegen ihres Einflusses auf die Kavitationszahl nicht durch das Optimierungsverfahren variiert. Statt dessen wird der in Kapitel 5.5 beschriebenen Erstellung der Geometrie während eines Optimierungslaufes eine feste Drehzahl zugrunde gelegt.

Zum Zweck dieser Voroptimierung wird in einem ersten Optimierungslauf eine optimale Rotor- und Statorgeometrie mit Hilfe des in Kapitel 4.1 beschriebenen Potentialverfahrens bestimmt. Während dieses Optimierungslaufes bleibt die Mantel- und Nabengeometrie unverändert. Die Variationsbereiche der geometrischen Parameter von Rotor und Stator werden anhand der Kontinuitätsbedingung festgelegt. Die Bewertung einer jeden ausgewerteten Geometrie erfolgt anhand des erreichten Wirkungsgrades  $\eta$ , der Kavitationsfläche  $A_{kav}$  und des erreichten Gesamtschubes  $T_{ges}$ . Der Gesamtschub enthält die durch das Potentialverfahren ermittelten Kräfte an Rotor und Stator und die als konstant angenommene, im RANSE-Verfahren ermittelte, Kraft am Mantel.

Aus der Menge der Auswertungen ergibt sich eine Rotor- und eine Statorgeometrie, die den niedrigsten Zielwert erreicht hat. Diese hat unter der Menge der ausgewerteten Geometrien den durch die Zielfunktion vorgegebenen Kompromiss zwischen den Gütekriterien am besten erfüllt. Die entsprechende Rotor- und Statorgeometrie wird in den Teil "Voroptimierung RANSE-Verfahren" übernommen, in dem eine Optimierung der Mantel- und Nabengeometrie stattfindet. Dabei wird die radiale Zirkulationsverteilung  $\Gamma$  der in der „Voroptimierung Potentialverfahren“ ermittelten Rotorgeometrie im Propellermodell als Vorgabe der radialen Schubverteilung verwendet, um den Rotoreinfluss zu berücksichtigen. Die Zielfunktion setzt sich während der „Voroptimierung RANSE-Verfahren“ ebenfalls aus drei Werten zusammen. Da das Druckniveau im Rotorbereich über eine Aufweitung der Mantelgeometrie beeinflusst werden kann, wird der mittlere Druck in der Rotorebene bestimmt und gegenüber einem Referenzdruck bewertet. Da der Mantel einen möglichst geringen Widerstand liefern sollte, wird die an ihm auftretende Kraft als weiterer Wert in die Zielfunktion einbezogen. Um Kavitation am Mantel zu vermeiden, wird auch die Kavitationsfläche  $A_{kav}$  dieser Komponente bei der Zielwertberechnung berücksichtigt. Nach Auswahl einer optimierten Mantel- und Nabengeometrie wird die am Mantel wirkende Kraft in einem erneuten Aufruf der "Voroptimierung Potentialverfahren" verwendet, indem der zu erreichende Schub  $T_{Soll}$  entsprechend verändert wird.

Eine Konvergenz ist während der Voroptimierung dann erreicht, wenn gegenüber den vorgegebenen geometrischen Variationsgrenzen nur noch geringe Veränderungen erfolgen. In diesem Fall wird der dritte Teil des in Abbildung 5.3 dargestellten Ablaufs, der Teil „Feinoptimierung RANSE-Verfahren“, begonnen, in dem die Variationsbereiche gegenüber der Voroptimierung verkleinert werden. Jetzt erfolgt eine Optimierung der Linearjetgeometrie anhand der RANSE-Simulation der Umströmung einer gesamten Flügelpassage. Dabei werden alle Wechselwirkungen unter den Komponenten erfasst und berücksichtigt. Das Optimierungsverfahren variiert jetzt die Geometrien aller Komponenten gleichzeitig. Dadurch können gegenüber der voroptimierten Linearjetgeometrie weitere Verbesserungen erfolgen. Die während der Feinoptimierung verwendete Zielfunktion setzt sich aus den gleichen Teilen zusammen wie während der "Voroptimierung Potentialverfahren". Dabei ist zu berücksichtigen, dass insbesondere die Kräfte am Mantel jetzt zuverlässiger bestimmt werden können, weil diese stark von der zuvor in vereinfachter Form berücksichtigten Rotorwir-

kung abhängen. Die Vor- und Feinoptimierung wird im Kapitel 5.3 ausführlich beschrieben. Die räumliche Periodizität an Rotor und Stator wird in allen beschriebenen Verfahren genutzt, um den Rechenaufwand der Verfahren zu reduzieren.

Bei der Beschreibung der Schnittstelle im Kapitel 5.3 wird erläutert, wie diese in einer Vorauswertung dazu verwendet wird, den erreichbaren Gesamtschub der Geometrie bei dieser Drehzahl zu ermitteln, um anschließend in einer vollen Auswertung den geforderten Schub unter Anpassung der Drehzahl möglichst genau zu treffen. Diese Vorgehensweise findet in der Vorooptimierung Anwendung, in der die geometrischen Grenzen relativ weit gefaßt sind und die Auswertungsdauer wegen des relativ geringen Rechenaufwandes des Potentialverfahrens ebenfalls gering ist. Sie vermeidet Konvergenzprobleme, die im Potentialverfahren bei ungünstig aufeinander abgestimmten Komponenten auftreten können. In der auf der Vorooptimierung aufbauenden Feinoptimierung ist keine Vorauswertung nötig, weil in den relativ engen Grenzen keine erheblichen Schubabweichungen zu erwarten sind. Weiterhin bereiten mögliche ungünstig aufeinander abgestimmte Komponenten im RANSE-Verfahren keine Konvergenzprobleme. Kleinere Abweichungen vom geforderten Solls Schub werden über einen entsprechenden Anteil im Zielwert bei der Bewertung berücksichtigt.

## 5.2 Optimierungsverfahren

Das in Kapitel 1.3 beschriebene Ziel der Arbeit läßt sich wegen der umfangreichen Wechselwirkungen unter den Komponenten lediglich durch die Kopplung der Strömungsberechnungsverfahren mit einem Optimierungsalgorithmus erreichen. Aus diesem Grund wurde eine Kooperation mit dem Lehrstuhl für Systemanalyse des Fachbereichs Informatik an der Universität Dortmund eingegangen, der auf die Optimierung komplexer Probleme spezialisiert ist. Die Aufgabe des Optimierungsverfahrens ist die Ermittlung einer optimalen Kombination von Parametern, die in einem vorgegebenen Bereich variiert werden können. Bei der Suche nach einer optimalen Linearjetgeometrie handelt es sich um ein Optimierungsproblem, für das die Verwendung eines evolutionären Algorithmus (EA) geeignet ist. Diese Art der Optimierungsalgorithmen wird auch als generischer Algorithmus bezeichnet und ist besonders für Optimierungsprobleme mit einer großen Anzahl an Variablen geeignet. Die Einstellungen des Algorithmus sind der Parameterzahl und den langen Simulationszeiten der hydrodynamischen Umströmung anzupassen. Evolutionäre Algorithmen sind Suchprozesse, die sich an der Systematik der Evolution in der Natur orientieren. Entsprechend den Chromosomen werden Objektparametersätze aus  $n$  Genen verwendet, die ein Individuum beschreiben. Eine Populationsgröße besteht aus einer Anzahl von Individuen, die üblicherweise mit  $\mu$  bezeichnet wird. Eine Generation, die durch Rekombination und Mutation eine Folgegeneration erzeugt, hat die Größe  $\lambda$ . Die Rekombination kann aus den Genen beider Eltern (intermediäre Rekombination) oder aus nur einem Gen der Eltern erfolgen. Die Mutation erfolgt über eine Pseudozufallszahl (Randomseed), die mit Hilfe einer veränderlichen Streuung  $\sigma$  eine Abweichung des Gens bewirkt [25]. Die Rekombination findet sowohl an den Objektparametern als auch an den Streuungswerten  $\sigma$  statt. Bei der Selektion der Folgegeneration überleben entsprechend der Darwinschen Evolutionstheorie die am besten angepassten Individuen. Die geeignete Initialisierung der Größe  $\sigma$  ist sehr von dem jeweiligen Problem abhängig.

Bei Verwendung geeigneter Einstellungen sind diese Algorithmen in der Lage, auch in einem Suchraum mit vielen Dimensionen ein globales Optimum zu finden. Im Fall der Optimierung des Linearjets handelt es sich mit bis zu 22 Variationsparametern um einen solchen vieldimensionalen Suchraum. Da das Optimierungsverfahren auf Pseudozufallszahlen basiert, werden die Optimierungsverfahren parallel auf mehreren Rechnern mit unterschiedlichen Initialisierungen durchgeführt. Bei



der derzeitigen Nutzung des Verfahrens wird davon ausgegangen, daß sich gute Parametrisierungen des Optimierungsverfahrens für kleinere Suchräume auf derart komplexe Aufgabenstellungen übertragen lassen. Der verwendete Algorithmus löst ein Minimierungsproblem, d.h. er sucht ein Individuum, also einen Parametersatz, der einen möglichst geringen Zielwert erzielt. Daher muss die Zielfunktion so formuliert werden, dass optimale hydrodynamische Kennwerte einem minimalen Zielwert entsprechen.

Die Kopplung mit einem MAEA-Optimierungsverfahren (MAEA = Metamodel Assisted Evolutionary Algorithm) zur Auslegung von Schiffspropellern wurde von Hundemer et al. in [14] beschrieben. Über die Nutzung derartiger Verfahren zur Optimierung von Propulsionssystemen sind erste Veröffentlichungen von Naujoks et al. in [26, 27] zu finden. Der Erfolg des evolutionären Algorithmus (EA) hängt von verschiedenen Optionen ab. Dazu gehört die Anzahl der Auswertungen insgesamt in einem Optimierungslauf, sowie die Generationsgröße  $\lambda$  und die Populationsgröße  $\mu$ . Bei Verwendung des Metamodells wird nicht die Gesamtheit einer Generation durch die Schnittstelle ausgewertet, sondern es wird die Güte eines gewissen Anteils der Individuen abgeschätzt. Nach der Abschätzung durch das Metamodell erfolgt die Auswahl der exakt auszuwertenden Individuen. Das Verfahren beginnt mit der zufälligen Bestimmung einer ersten Population und deren exakter Auswertung. Die Auswertungsergebnisse werden gespeichert, und es erfolgt eine Rekombination und Mutation der Gene zu einer Folgegeneration. Aus dieser werden in einer approximativen Auswertung mit Hilfe des Metamodells die voraussichtlich Besten ausgewählt, die wiederum exakt ausgewertet werden. Der Anteil der exakt auszuwertenden Individuen aus der approximativ ausgewerteten Generation wird als „rejection ratio“ bezeichnet. Die approximativ bestimmten Zielwerte können über einen Vertrauenswert gegenüber den exakt ausgewerteten Auswertungen gewichtet werden. Über den Wert  $\kappa$  kann das maximale Lebensalter von Individuen festgelegt werden. Werden auch ältere Generationen bei der Selektion einbezogen, spricht man von der *Plus*-Strategie, während die *Komma*-Strategie eine Auswahl ausschließlich unter der neu erzeugten Generation zuläßt. Das verwendete Metamodell wendet das sogenannte Kriging-Verfahren an. In die Selektion gehen lediglich die exakt ausgewerteten Individuen ein.

Neben den beschriebenen Parametern hinsichtlich der Evolutionsstrategie benötigt das Optimierungsverfahren eine Datei, die die Gültigkeitsbereiche aller veränderlichen Objektparameter eines Gens enthält. Diese stellen die geometrischen Variationsgrenzen der Linearjetkomponenten dar und bilden den Suchraum des Optimierungsalgorithmus mit der Dimension  $n$ . Nach der Erstellung eines auszuwertenden Parametersatzes ruft das Optimierungsverfahren die in Kapitel 5.3 beschriebene Schnittstelle auf und wartet auf die Rückgabe des entsprechenden Zielwertes.

Das Optimierungsverfahren kontrolliert die Anzahl der Auswertungen und beendet den Optimierungslauf bei Erreichen der maximalen Auswertungsanzahl. Verschiedene Logdateien geben Aufschluss über die während des gesamten Optimierungslaufes erzielten Ergebnisse. Darin werden die jeweiligen Parametersätze mit dem erreichten Zielwert dokumentiert. Weiterhin kann die Zusammensetzung des Zielwertes aus den verwendeten Gütekriterien abgelesen werden.

## 5.3 Schnittstelle

Zu jedem auszuwertenden Parametersatz wird vom Optimierungsverfahren eine Schnittstelle aufgerufen, die die Auswertung einer entsprechenden Geometrie veranlasst. Abbildung 5.4 stellt den Teil der Vorooptimierung detailliert dar. Dieser erfolgt iterativ zwischen dem oberen Teil mit Hilfe des Potentialverfahrens und dem unteren Teil des RANSE-Verfahrens. Der anschließende Teil der Feinoptimierung ist in Abbildung 5.5 dargestellt. Die Schnittstelle übernimmt jeweils die Steuerung der verwendeten Programme und Dateien. Sie koppelt das Optimierungsverfahren mit dem

CAD-Verfahren JR zur Erstellung der Geometrie und deren Vernetzung, sowie im Fall der Feinoptimierung mit ANSYS Turbo Grid und anschließend mit dem Potential- bzw. RANSE-Verfahren. Der Teil der Voroptimierung mit Hilfe des Potentialverfahrens in Abbildung 5.4 dient der Ermittlung einer optimierten Rotor- und Statorgeometrie bei einer nicht variablen Geometrie von Mantel und Nabe. Das Optimierungsverfahren liefert eine Parameterdatei, die von der Schnittstelle verwendet wird, um Koeffizienten für die Erzeugung der entsprechenden Linearjetgeometrie zu berechnen. Diese werden zusammen mit Betriebsparametern wie der Durchflußmenge  $Q$  und der Drehzahl dazu verwandt, eine CAD-Steuerungsdatei für die geforderte Geometrie zu erzeugen. Entsprechend dieser Datei erzeugt das CAD-Programm ein Oberflächennetz, das im Potentialverfahren zur Berechnung der Umströmung der Geometrie verwandt wird. Im Fall der Voroptimierung unter Verwendung des RANSE-Verfahrens wird das CAD-Programm zur Erzeugung eines Volumennetzes verwendet. Nach der Auswertung im jeweiligen Löser wird die Ergebnisdatei von der Schnittstelle ausgelesen, die unter anderem globale Kräfte und Drehmomente enthält sowie die Kavitationsfläche. Entspricht der im Potentialverfahren ermittelte Gesamtschub einem bestimmten Wertebereich, und handelt es sich dabei um das Ergebnis einer Vorauswertung (1.Iteration), so wird die Drehzahl angepaßt und in einer neuen Steuerungsdatei eingesetzt, um in der anschließenden vollen Auswertung den geforderten Gesamtschub genauer zu treffen. Liegt der Gesamtschub nach der Vorauswertung im Potentialverfahren außerhalb des Wertebereiches, wird ein Zielwert entsprechend einer relativ ungünstigen Bewertung an das Optimierungsverfahren zurückgegeben.

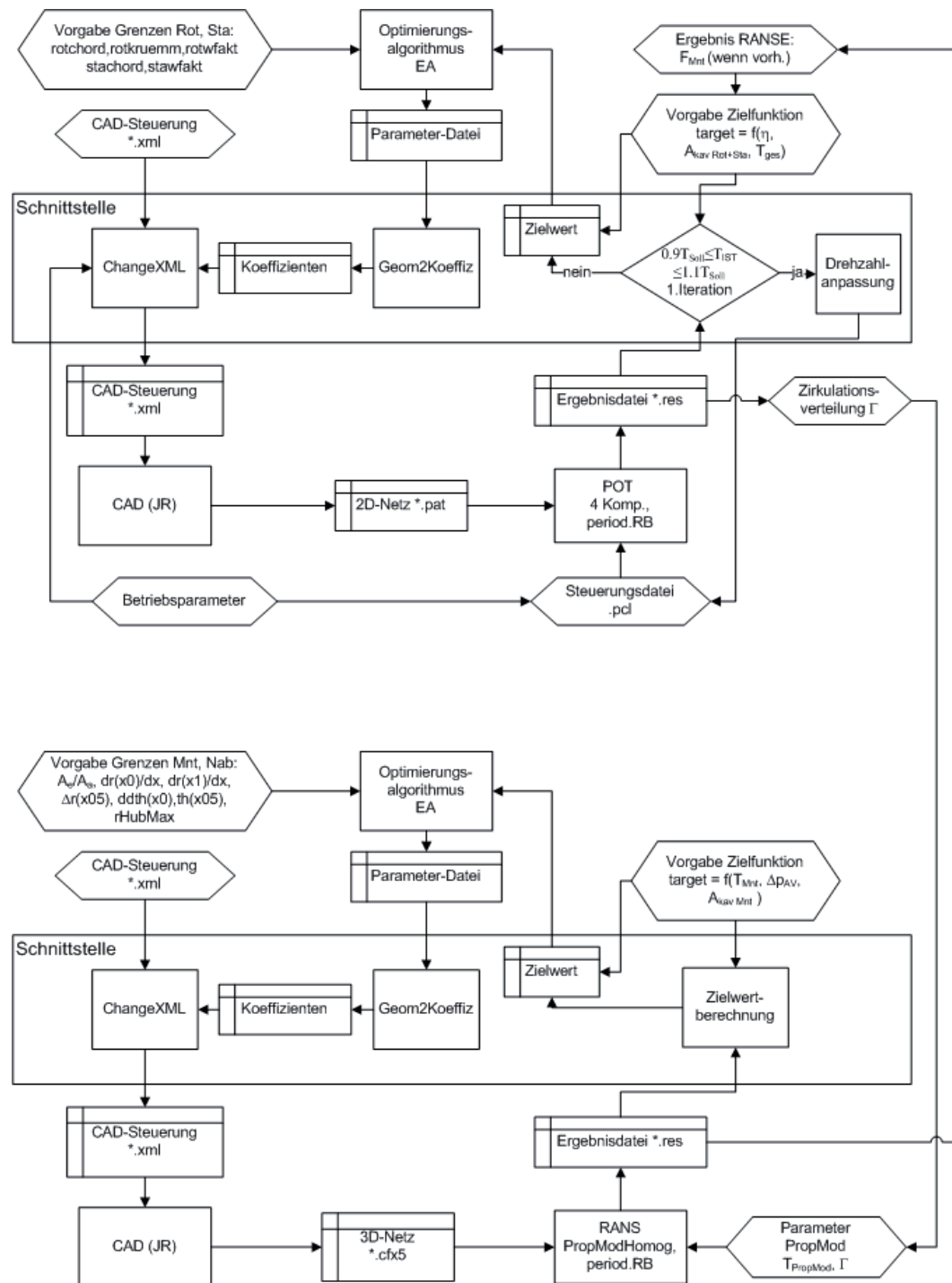
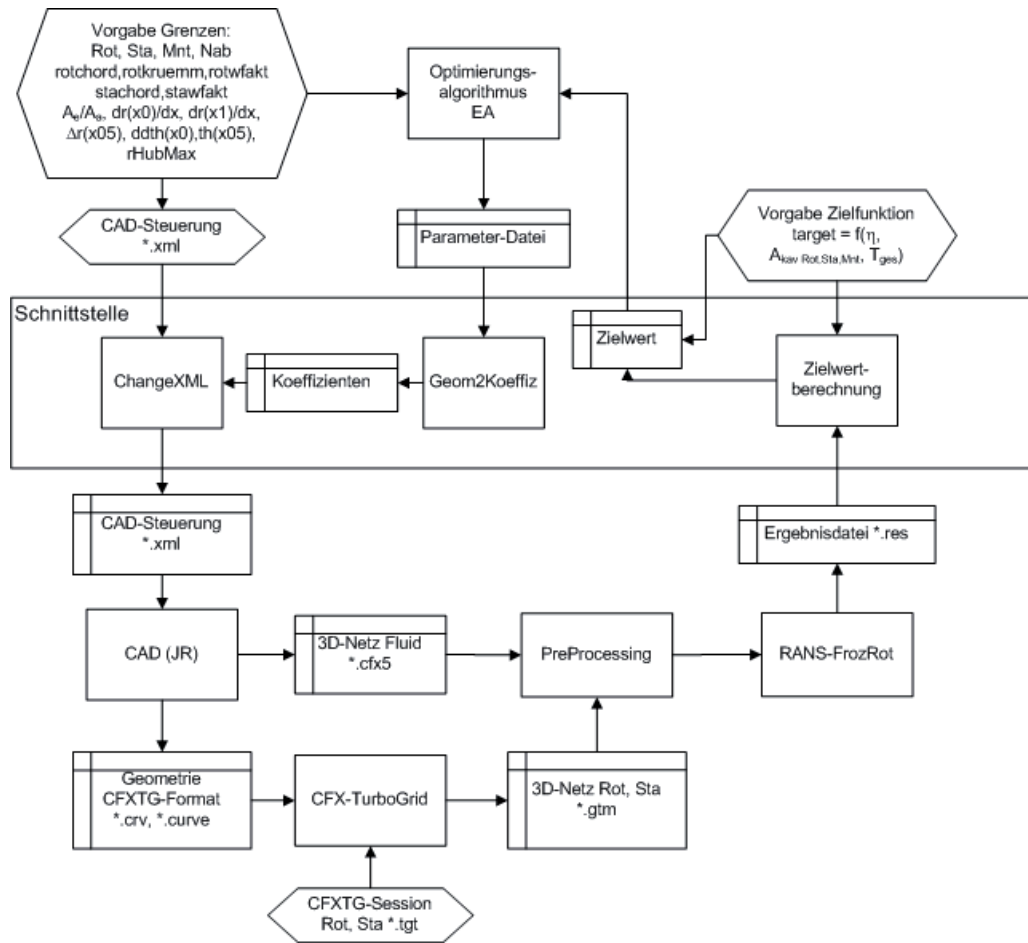


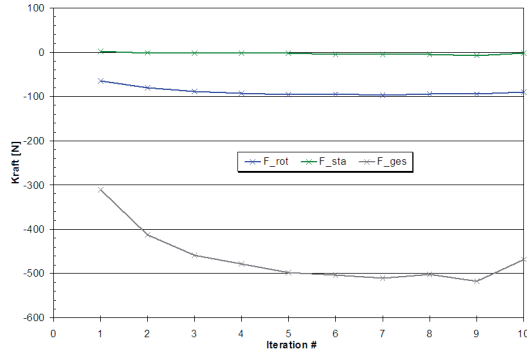
Abbildung 5.4: Voro-optimierung Potentialverfahren (oben) und RANSE-Verfahren (unten)



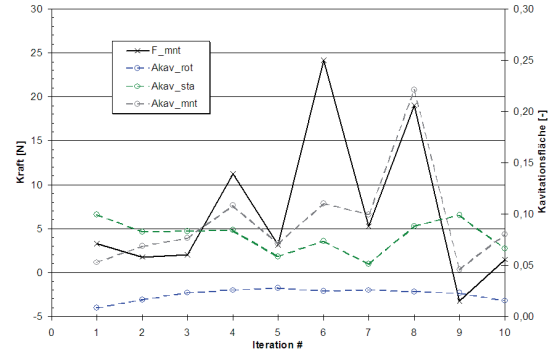
**Abbildung 5.5:** Feinoptimierung RANSE-Verfahren

Das beschriebene Vorgehen einschließlich der Vorauswertung dient der Einsparung von Rechenzeit, weil auf diese Weise ausschüssige Geometrien nicht voll ausgewertet werden. Weiterhin bietet es den Vorteil, dass Konvergenzprobleme durch schlecht aufeinander abgestimmte Komponenten im Potentialverfahren vermieden werden. Da sich gezeigt hat, dass die in Abbildung 5.6 zu erkennende Unterbewertung des zu erreichenden Gesamtschubes nach einem Iterationsschritt gegenüber einer auskonvergierten Lösung innerhalb einer gewissen Streuung zuverlässig auftritt, wird diese während der Optimierung über einen festen Faktor berücksichtigt. Abbildung 5.7 zeigt die Schwankungen der im Potentialverfahren ermittelten Kraft am Mantel und die Verläufe der Kavitationsflächen während des iterativen Verfahrens. Zur zuverlässigen Bestimmung einer Kavitationsfläche erscheint Iterationsschritt sieben demnach am geeignetsten. Nach der Drehzahlanpassung erfolgt daher eine Auswertung in sieben Iterationen.

Der Teil der Vorooptimierung mit Hilfe des RANSE-Verfahrens dient der Ermittlung einer optimierten Mantel- und Nabengeometrie bei einer nicht variablen Geometrie von Rotor und Stator. Bis auf die beschriebene Drehzahlanpassung stimmt der Ablauf dieses Teils mit dem des Potentialverfahrens überein. Wie in [13] beschrieben, wird auch im vorliegenden Fall ein Mantel gesucht, der eine geringe Geschwindigkeit in der Propellerebene bewirkt. Dieses Kriterium wird über den durchschnittlichen Druck in diesem Bereich in der Zielfunktion berücksichtigt.



**Abbildung 5.6:** Kräfte am Linearjet über der Iterationsnummer im Potentialverfahren



**Abbildung 5.7:** Kraft an Mantel und Kavitationsflächen über der Iterationsnummer im Potentialverfahren

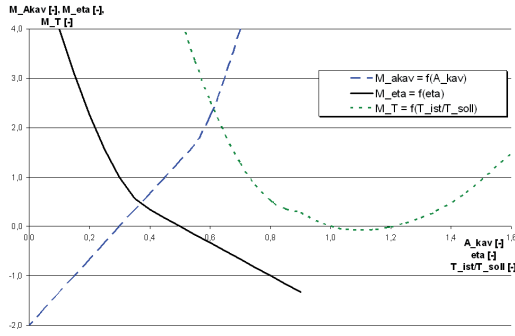
Ein Nachteil der paarweisen Vorooptimierung hinsichtlich des Erreichens eines globalen Optimums ist die Notwendigkeit der Festlegung auf einen angestrebten Mantelschub oder -widerstand. Während der in Abbildung 5.5 dargestellten Feinoptimierung ist die Loslösung von dieser Einschränkung durch eine gleichzeitige Optimierung aller Komponenten möglich. So werden die Wechselwirkungen unter den Komponenten ohne Einschränkungen in der Optimierung berücksichtigt. Da die Kraft am Mantel von der RANSE-Simulation zuverlässig bestimmt wird, ist die Verwendung dieses Verfahrens während der Feinoptimierung unerlässlich. Weiterhin werden in dieser Simulationsart viskose Effekte, Ablösungserscheinungen und die Spaltströmung erfasst. Wegen der Verwendung globaler, zeitgemittelter Kräfte und Drehmomente kann innerhalb der RANSE-Simulation zum einen auf die Vereinfachung durch Verwendung der in Kapitel 4.3.2 beschriebenen Frozen-Rotor-Methode zurückgegriffen und zum anderen die Rechendomain auf jeweils eine Flügelpassage reduziert werden. Dadurch ergeben sich auch bei dieser Simulationsart akzeptable Rechenzeiten.

## 5.4 Zielfunktion

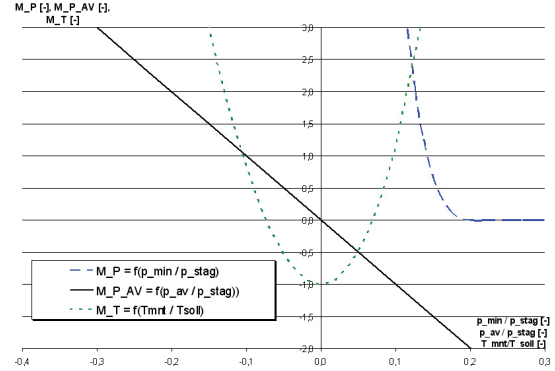
Zur einheitlichen Bewertung aller Entwürfe in einem Optimierungslauf bedarf es der Festlegung hinsichtlich der Wichtung von Gütekriterien. Diese Wichtung findet in einer Zielfunktion Anwendung, die alle verwendeten Kriterien zu einem Zielwert  $t$  zusammenfasst. Der Zielwert wird von der Schnittstelle berechnet und als Bewertung für die jeweilige Geometrie an das Optimierungsverfahren übergeben. Er entspricht der Summe der Anteile  $M_\eta$  für den Wirkungsgrad,  $M_{Akav}$  für die Kavitationsfläche und  $M_T$  für das Erreichen des Sollsches  $T_{soll}$ :

$$t = M_\eta + M_{Akav} + M_T$$

Bei der Definition der Zielwertanteile ist zu beachten, dass das Optimierungsverfahren eine Zielwertminimierung durchführt, d.h. dass große Zielwerte einer schlechten Bewertung entsprechen. Abbildung 5.8 zeigt die Anteile der Zielfunktion, deren Summe nach einer Auswertung durch



**Abbildung 5.8:** Anteile der Zielfunktion während der Vorooptimierung (Potentialverfahren)



**Abbildung 5.9:** Anteile der Zielfunktion während der Vorooptimierung (RANSE-Verfahren)

das Potentialverfahren während der Vorooptimierung den Zielwert bildet. Zur Maximierung des Wirkungsgrades wird dieser in einem relevanten Bereich linear bewertet, während der Anteil  $M_\eta$  darunter exponentiell steigt. Der Zielwertanteil für die Kavitationsfläche  $M_{akav}$  verläuft in einem Bereich bis zu sehr hohen Werten ebenfalls linear, wobei eine Minimierung der Kavitationsfläche angestrebt wird. Da der Kavitationswahrscheinlichkeit eine große Bedeutung zukommt und sich bei ersten Optimierungsläufen gezeigt hat, dass diese bei einer schwächeren Bewertung nicht ausreichend zu reduzieren war, wurde  $M_{Akav}$  so definiert wie dargestellt. Eine kavitationsfreie Geometrie erhält demnach eine Zielwertreduktion um 2.0 gegenüber einer Geometrie mit 30% Kavitationsfläche. Der Anteil des Zielwertes für das Treffen des Sollsches  $M_T$  wurde entsprechend der möglichen Drehzahlanpassung im Bereich  $0.9 \cdot T_{soll} \leq T_{ges} \leq 1.1 \cdot T_{soll}$  durch zwei Anteile,  $M_{T1}$  und  $M_{T2}$ , gebildet. Da bei der Erzeugung eines geringeren Schubes stets auch eine geringere Kavitationsfläche auftritt, wurde anhand statistischer Auswertungen verschiedener Optimierungsläufe ein Faktor ermittelt, der diesen Umstand in dem Anteil  $M_{T1}$  berücksichtigt. Um den Optimierungslauf in Richtung  $T_{soll}$  zu leiten, wurde der Anteil  $M_{T2}$  addiert, der als Funktion von  $T_{ges}$  einen exponentiellen Verlauf mit Minimum bei  $T_{soll}$  aufweist. Unterhalb von  $0.9 \cdot T_{soll}$  und oberhalb von  $1.1 \cdot T_{soll}$  erhält  $M_T$  einen exponentiellen Anstieg, um entsprechende Geometrien zu vermeiden. Dabei wird eine Unterschreitung von  $0.9 \cdot T_{soll}$  stärker bestraft als eine Überschreitung von  $1.1 \cdot T_{soll}$ . Diese Zielwertzusammensetzung führt bei einem Propulsor mit einem Wirkungsgrad  $\eta = 0.80$ , der den Sollschub exakt und kavitationsfrei erreicht, zu einem Zielwert  $t = -3.0$ .

Bei der Optimierung von Mantel und Nabe im RANSE-Verfahren wird ein kraftloser Mantel angestrebt, der ein hohes Druckniveau im Propellerbereich aufweist und nicht kavitiert. In Abbildung 5.9 zeigt  $M_T$  deshalb einen exponentiellen Verlauf, der sein Minimum bei  $T_{mnt}/T_{soll} = 0.0$  aufweist. Die Kavitationsgefährdung an Mantel und Nabe wird durch den Zielwertanteil  $M_P$  bewertet. Dieser bildet eine Funktion vom minimalen Druck auf der jeweiligen Komponente, bezogen auf den Staudruck der ungestörten Anströmung  $p_{stag}$ . Bei Unterschreitung eines kritischen Drucks beginnt eine Erhöhung des Zielwertes, die mit sinkendem Druck exponentiell ansteigt. Im Bereich des Kavitationskriteriums erreicht dieser Zielwertanteil den Wert 2.0. Anstelle des Wirkungsgrades wird während dieses Teils der Vorooptimierung der gemittelte Druck im Propellerbereich  $p_{AV}$  gegenüber  $p_{stag}$  in die Zielfunktion eingebunden. Eine Druckerhöhung trägt zur Reduktion des Kavitationsrisikos am Propeller bei und wird mit einer Reduktion des Zielwertes über den Anteil  $M_{P_{AV}}$  versehen.

## 5.5 Geometriebeschreibung

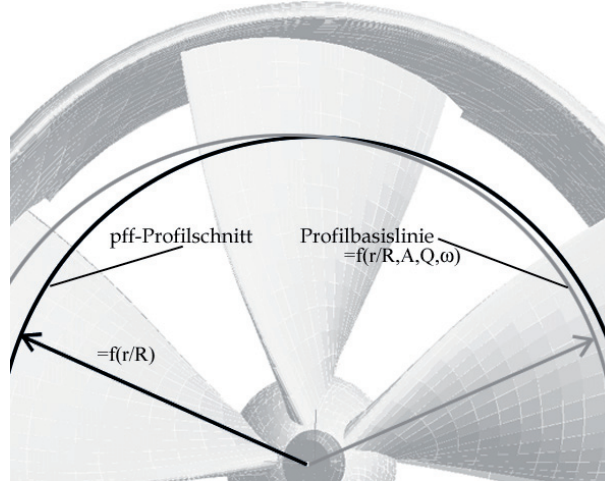
Der Geometriebeschreibung kommt eine zentrale Bedeutung zu, weil sie entscheidend zum Erfolg der Optimierung beiträgt. Propellergeometrien werden gewöhnlich in Form zylindrischer Flügelschnitte an verschiedenen radialen Positionen beschrieben. Diese Schnitte werden von einer sogenannten Generatorlinie ausgehend entsprechend einer radial veränderlichen Steigung, Sehnenlänge und Dickenverteilung erzeugt. Die bei Propellern übliche Vorgehensweise kann mit deutlich höheren Steigungswerten ebenfalls auf den Stator angewendet werden. Die rotationssymmetrischen Konturen von Nabe und Mantel werden über eine Reihe von Punkten beschrieben, die zur Erzeugung einer Splinefunktion genutzt werden. Diese Funktion beschreibt einen Schnitt des rotationssymmetrischen Konturverlaufes. Bei ausreichender radialer Ausdehnung von Rotor und Stator können die Schnitte dieser Geometrien mit den rotationssymmetrischen Geometrien des Mantels und der Nabe bestimmt werden. Im Fall des Rotors muß der äußere Schnitt entsprechend einer gewünschten Spaltdicke radial verschoben werden. Auf diese Weise kann eine Linearjetgeometrie erzeugt werden, die geforderten Vorgaben für die einzelnen Komponenten entspricht und deren Komponenten bzgl. geometrischer Schnitte und Abstände aufeinander abgestimmt sind.

Die Verwendung zylindrischer Profilschnitte ist jedoch lediglich zur Geometriebeschreibung geeignet, wenn die Strömung nahezu keine radiale Geschwindigkeitskomponente enthält. Unter Vernachlässigung der Strahleinschnürung im Rotorbereich kann dann von einer Umströmung entlang der zylindrischen Profilschnitte ausgegangen werden. Für eine globale Optimierung des Linearjets muss den Geometriegrenzen der Komponenten Nabe und Mantel jedoch so viel Spielraum gelassen werden, dass auch Geometrien möglich werden, die im Rotor- oder Statorbereich stärker von einer radial unveränderlichen Mantel- und Nabekontur abweichen.

Um dem Optimierungsverfahren die Möglichkeit zu bieten, geometrische Größen zu verändern, die sich unmittelbar auf die Umströmung des Propulsors auswirken, sollten daher Profilschnitte entlang angenommener Stromlinien verwendet werden. Diese Vorgehensweise wird auch von Kerwin [10] beschrieben. Weiterhin müssen die physikalischen Größen bei der Konstruktion der Einzelkomponenten verwendet werden, die sich aus der Durchströmung des Linearjets ergeben. Daher wurde bei der Erzeugung der Linearjetgeometrie eine ganzheitliche Geometriebeschreibung implementiert, die sich anstelle der Trennung in Einzelkomponenten an der Durchströmung orientiert. Dabei wurde eine Vorgehensweise gewählt, die der im Pumpenbau üblichen nahe kommt [28, 29, 30]. Weiterhin wird anstelle der Verwendung stützstellenbasierter Verläufe eine auf analytischen Funktionen basierende Geometriebeschreibung verwendet. Auf diese Weise können die variablen Parameter auf ein Minimum reduziert werden und größtenteils aussichtsreiche Geometrieverläufe garantiert werden. Dadurch können während der Optimierung mehr potenziell erfolgversprechende Geometrien ausgewertet werden.

Sowohl die Geometriebeschreibung als auch die in den folgenden Kapiteln beschriebene Vernetzung der Geometrie erfolgt in dem skriptgesteuerten CAD-Programm JR. Zum Zweck der ganzheitlichen Geometriebeschreibung wird die Durchflußmenge  $Q$  abgeschätzt. Nach einfacher Impulstheorie läßt sich so bei bekannter Einlauf- und Auslauffläche die Impulsdifferenz berechnen, die unter Vernachlässigung einer inhomogenen Zu- und Abströmung sowie Reibungs- und Drallverlusten den Gesamtschub darstellt. Die Dickenverteilung des Mantelprofils bleibt bei der impulstheoretischen Betrachtung vorerst unbeachtet. Entsprechend kann alternativ das erforderliche Flächenverhältnis von Einlauf zu Auslauf  $A_e/A_a$  unter Vorgabe des Rotorradius  $R_{rot}$  und des erforderlichen Gesamtschubes  $T_{ges}$  bestimmt werden. Nach Festlegung auf eine Nabekontur ergeben sich daraus die Mantelradien am Einlauf  $R_e$  und am Auslauf  $R_a$ . Zwischen diesen wird eine Mantelprofilmittellinie erzeugt, anhand derer unter Verwendung einer angenommenen Dickenverteilung die Mantelinnenkontur bestimmt werden kann. Diese bildet zusammen mit der Nabekontur die Grundlage der Rotor- und Stator konstruktion, indem sie die axial veränderliche Querschnittsfläche  $A$  festlegt.





**Abbildung 5.10:** Die Profilbasislinie in axialer Sicht

Zur Konstruktion von Rotor und Stator wird anhand der Querschnittsfläche  $A$  und der Durchflußmenge  $Q$  die als homogen angenommene Strömungsgeschwindigkeit  $U_A$  im durchströmten Bereich ermittelt. Wie in Abbildung 5.11 dargestellt, wird dieser Bereich zwischen den Gehäusekonturen in dimensionslose Radien  $r$  unterteilt und von angenommenen Stromlinien  $l$  bei konstantem Radius  $r$  durchlaufen. Diese Stromlinien stellen jeweils einen Schnitt einer auch als Meridian bezeichneten Rotationsfläche dar, auf der mit Hilfe der Rotordrehung ein Helixsegment bestimmt wird. Dieses dient der Rotorprofilkonstruktion als Basis und wird daher im Folgenden als Profilbasislinie bezeichnet. Die in Abbildung 5.10 und 5.11 dargestellte Profilbasislinie ist daher dreidimensional zu verstehen.

Die Profilbasislinie wird in Abhängigkeit von dem jeweiligen dimensionslosen Radius  $r$ , der Durchflußmenge  $Q$  und der Rotordrehzahl  $n$  auf dem Meridian so konstruiert, dass die Profilnase einen stoßfreien Anströmungsvektor  $c_1$  erfährt (Abbildung 5.12). Sofern aus vorhergehenden Simulationen ein Geschwindigkeitsprofil vorliegt, das von dem als homogen angenommenen Profil abweicht, kann dieses bei der Konstruktion von Rotor und Stator genutzt werden. Dazu wird das dimensionslose Geschwindigkeitsprofil im Zustrombereich des Rotors als radial veränderlicher Faktor mit der lokalen Strömungsgeschwindigkeit  $U_A$  multipliziert. Das ermöglicht eine exaktere Ausrichtung der Rotorprofilschnitte gegenüber der Zuströmung.

Die Wölbungslinie wird anhand des Wertes  $w$  über der Sehnenlänge  $c$  mit der zweiten Ableitung  $w'' = f(c)$  näherungsweise einem NACA-Profil mit dem Wert  $a=0.8$  entsprechend Abbott und von Doenhoff [31] so abgesetzt, dass sich an der Abströmkannte ein maximaler Wert  $w_{max}$  ergibt. Die Funktion ist in Abbildung 5.12 unten links dargestellt und wird in die Bereiche unter und über  $a$  unterteilt:

$$w''(0 \leq c \leq a) = k \quad (5.1)$$

$$w''(a \leq c \leq l) = k * \left(1 - \frac{c-a}{l-a}\right) \quad (5.2)$$

Daraus ergibt sich für die erste Ableitung der Rotorsehnenkontur folgende Funktion:

$$w'(0 \leq c \leq a) = \int_c w'' dc = kc \quad (5.3)$$

$$w'(a \leq c \leq l) = k * a + \left(2 - \frac{c-a}{l-a}\right) * \frac{k}{2} * (c-a) \quad (5.4)$$

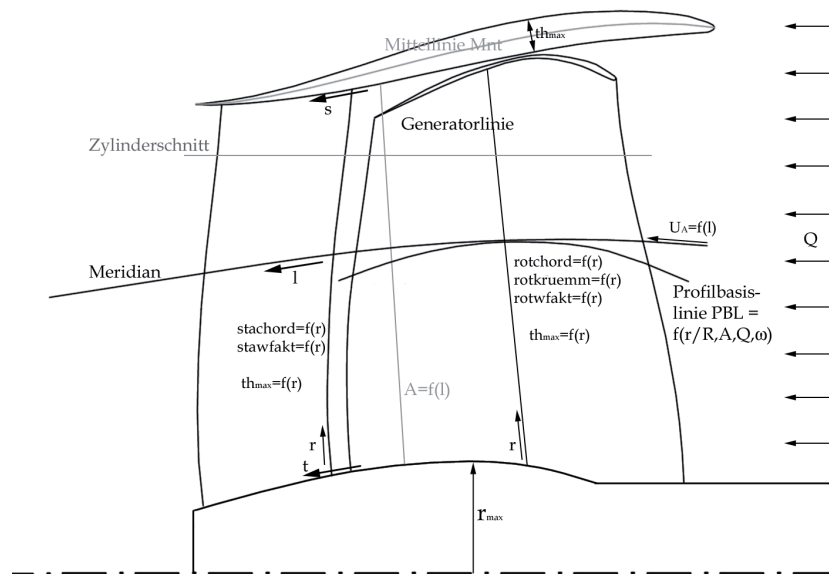


Abbildung 5.11: Profilbasislinie im Propulsorquerschnitt

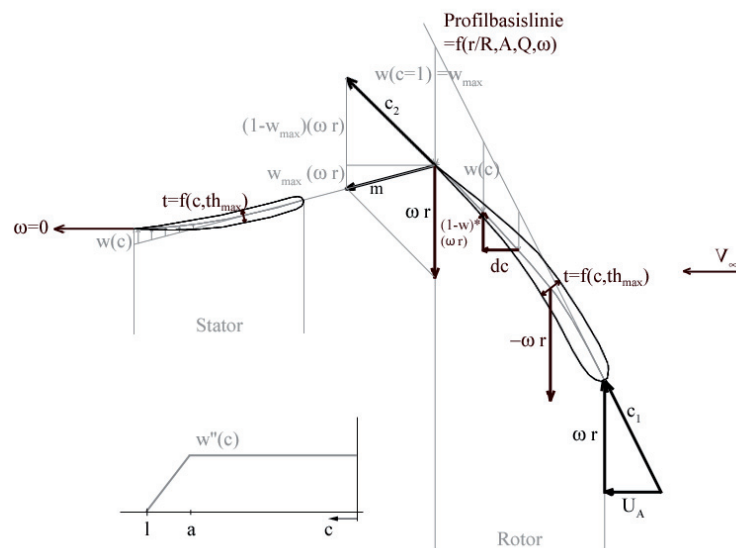
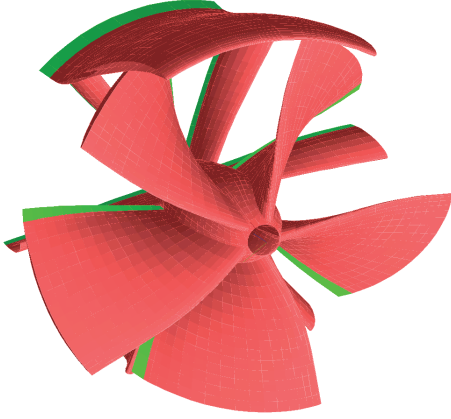
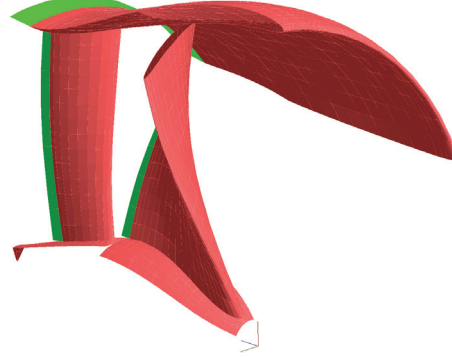


Abbildung 5.12: Abwicklung der Profile relativ zur Profilbasislinie



**Abbildung 5.13:** Eine Passage des Mantelnetzes um Rotor und Stator



**Abbildung 5.14:** Geometrie einer Flügelpassage für Rechnungen mit periodischen Randbedingungen

Die Funktion der Rotorsehnenkontur ergibt sich aus der numerischen Summation der Ableitung  $w'(c)$ . Die Größe  $k$  wird anhand der jeweiligen Wölbungsvorgabe  $w_{max}$  ermittelt, die dem Wert der Ableitung an der Abströmkante  $w'(c = l)$  entspricht:

$$k = \frac{2 * w_{max}}{a + l} \quad (5.5)$$

Anhand des Abströmvektors  $c_2$  und der Rotation ergibt sich der Anströmvektor  $m$  des Stators im stehenden Koordinatensystem. Analog zur Konstruktion des Rotors wird von diesem die Mittellinie des Stators so gewählt, dass sich eine rotationsfreie Abströmung am Stator ergibt. Aus der jeweiligen Profilmittellinie ergibt sich neben der Wölbung auch eine Steigung des Profils gegenüber dem Anströmvektor. Um die Steigung unabhängig von der Wölbung variieren zu können, wird ein Faktor zur Variation des Anströmvektors an der Profileintrittskante des Rotors, *rotwfakt* bzw. des Stators, *stawfakt*, verwendet. Von den Profilmittellinien aus wird jeweils über der Sehnenlänge  $c$  die Profildicke abgesetzt, die von der maximalen Dicke  $th_{max}$  abhängt und mit der Funktion eines NACA Four-digit-Profils entsprechend [31] beschrieben wird:

$$th(c) = \frac{c * th_{max}}{0.2} (0.2969\sqrt{u} - 0.126 * u - 0.3516u^2 + 0.2843u^3 - 0.1015u^4)^{-1} \quad (5.6)$$

Der Verlauf der maximalen Dicke wurde während der Optimierung nicht variiert. Die Geometrien eines entsprechend generierten Rotor- und Statorflügels sowie eines Mantelsegmentes sind in Abbildung 5.13 rot, die jeweiligen Nachlaufelemente an der Abströmkante grün dargestellt. Diese Geometriebeschreibung läßt eine Variation von Parametern durch das Optimierungsverfahren zu, die direkte Auswirkungen auf das Propulsionsverhalten in der Strömung haben. Die Variation der Mantelgeometrie erfolgt über Parameter, die neben der radialen Position und der Steigung an der Eintritts- und Abströmkante diese beispielsweise auch im Bereich der axialen Position des Rotors festlegen. Dabei ergeben sich bei Festlegung auf einen festen Rotorradius  $R$  die beiden radialen Positionen Eintritts- und Abströmkante aus nur einem variablen Parameter, dem Einlauf-/Auslaufverhältnis  $A_e/A_a$ . Dieser Parameter hat einen erheblichen Einfluß auf den

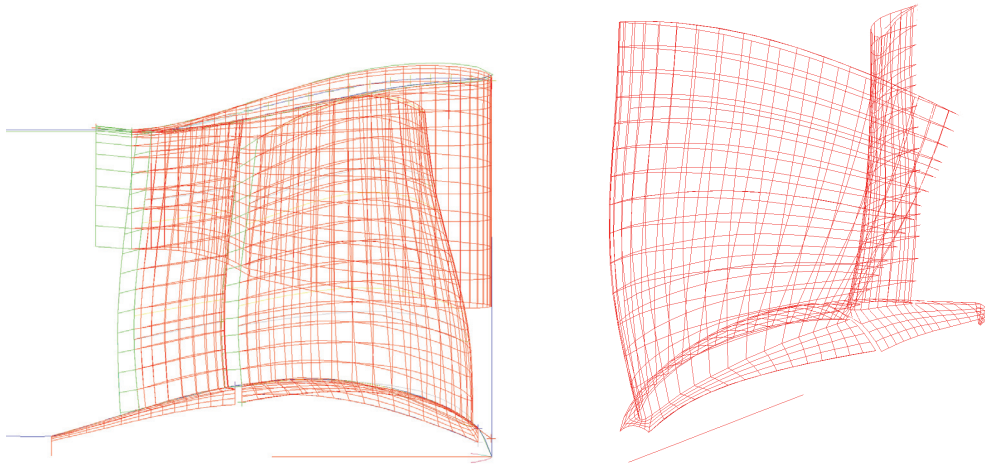
Widerstand des Mantels, sowie auf die Durchflußmenge und auf mögliche Ablösung am Propulsor. Der Mantelradius im Rotorbereich wirkt sich direkt auf die mittlere Strömungsgeschwindigkeit und damit auf die Druckverhältnisse in diesem Bereich aus. Folglich läßt sich über diesen Parameter die Kavitationswahrscheinlichkeit des Rotors beeinflussen. Die stoßfreie Anströmung des Rotorprofils kann durch Variation der Steigung der Profilmittellinie an der Anströmkante bewirkt werden. So kann ein Profil mit einer in [31] als „dropped leading edge“ bezeichneten Geometrie erzeugt werden, oder es kann eine vollständige Entdrallung durch Variation der Steigung und der Wölbungslinie des Stators bewirkt werden. Großen Einfluß auf die so konstruierten Rotor- und Statorflügel haben neben der Sehnenlänge die Werte  $w_{max}$  und  $w_{fakt}$ . Diese Werte bilden die Wölbung und Steigung des Flügelprofils an der betrachteten radialen Position. Sie sind als radial veränderliche Werte im Parametersatz enthalten.

Die Nabe muß meist maschinenbaulichen Anforderungen genügen. Daraus ergeben sich Einschränkungen hinsichtlich der Variationsmöglichkeiten durch das Optimierungsverfahren. Im Rahmen dieser Arbeit werden lediglich die maximale Dicke der Nabe und die Nabenlänge durch das Optimierungsverfahren variiert.

## 5.6 Oberflächenvernetzung

Für das Potentialverfahren werden viereckige Paneele auf der gesamten Propulsoroberfläche benötigt, die durch eine skriptgesteuerte Oberflächenvernetzung erzeugt werden. Dabei wird in dem Programm JR durch unterschiedliche Paneelfarben in auftriebsbehaftete und auftriebsfreie Geometrien unterschieden. Zur Erfüllung der Kuttaabedingung enthalten auftriebsbehaftete Geometrien an der Abströmkante ein beidseitig umströmtes Nachlaufpaneel. Zu dessen Anschluß an die Geometrie ist eine Abströmkante ohne Dicke erforderlich. Im Fall des Linearjets sind die Geometrien des Rotors, des Mantels und des Stators auftriebsbehaftet und erhalten ein Nachlaufpaneel. Die Nabe wird in einen rotierenden Bereich und einen stehenden Bereich unterteilt. Der rotierende Bereich wird mit dem Rotor verbunden, während der stehende Teil mit dem Stator verbunden wird. Die Anforderungen an das Oberflächenvernetzungsverfahren sind für jede Komponente unterschiedlich, wobei die automatische Vernetzung innerhalb der Geometrievariationsgrenzen konstant gute Netze liefern muss.

Das Rotorvernetzungsverfahren liefert ein Oberflächennetz auf der Flügelgeometrie. Um die Profilhase wird eine erhöhte Gitterdichte vorgesehen, um eine genauere Bestimmung des Staupunktes zu ermöglichen. In Abbildung 5.15 ist das Oberflächennetz einer Rotor- und Statorpassage als rotes Gitter dargestellt und die Nachlaufpaneele als grünes Gitter. Zwischen beiden Nabenteilen wird ein geringer Spalt gelassen. Das Oberflächennetz auf beiden Nabenteilen ist in Abbildung 5.16 zu sehen. Das Erreichen einer Übereinstimmung der Netze auf beiden Seiten des Spaltes ist wegen der unterschiedlichen Flügelzahl bei Rotor und Stator nicht durchgehend möglich. Das Nabenvernetzungsverfahren liefert ein Oberflächennetz, das am Übergang zum Rotor eine gemeinsame Kante der Nabe mit dem Rotor beschreibt. Dabei muß die Paneelverteilung auf beiden Komponenten übereinstimmen. Um den Anschluß der Rotorprofilhase wird ein ringförmiges Netz, ein sogenanntes C-Netz vorgesehen, das mit dem davor- und dahinterliegenden parallelen Netz verbunden wird. Wegen der Nabennetzsegmente muß auf die Übereinstimmung mit dem Anschlußnetz in tangentialer Richtung geachtet werden. Je nach Steigung des Rotorprofils wird daher eine geeignete Vernetzungsstrategie ausgewählt, um kleine Winkel im Bereich der Ecken des C-Netzes zu vermeiden. Ein entsprechendes Netz auf Nabe und Rotor ist in Abbildung 5.17 bis 5.18 abgebildet. Bei Strategie 1 wird die Periodizität durch ein Füllelement gewährleistet, das eine angestellte C-Netz-Vorderkante ermöglicht (Abbildung 5.17). Bei großen Rotorsteigungen hingegen wird die in



**Abbildung 5.15:** Seitenansicht des Oberflächen-  
netzes, eine Flügelpassage

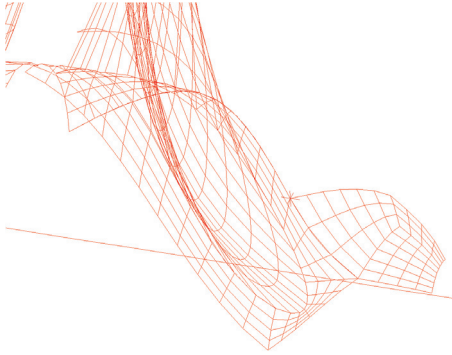
**Abbildung 5.16:** Eine Flügelpassage des Ober-  
flächennetzes auf Nabe, Rotor  
und Stator

Abbildung 5.18 dargestellte Strategie 2 zur Vernetzung mit periodischer C-Netz-Vorderkante verwendet. Durch die automatische Auswahl der geeigneten Vernetzungsstrategie wird eine annähernd gleichbleibende Netzqualität während der Optimierung erreicht. Dies ist eine Voraussetzung für eine netzunabhängige Bewertung der Geometrievarianten.

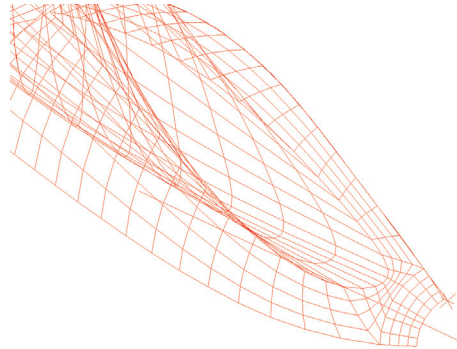
Die Verbindung der Nabe mit dem Stator erfolgt an der Statorvorderkante ebenfalls über ein C-Netz. Dabei ist eine Änderung der Vernetzungsstrategie nicht nötig, weil der Stator stets eine große Steigung aufweist. Eine Übereinstimmung beider Netze ist jedoch auch hier erforderlich. An den Abströmkanten von Rotor und Stator kann eine einfache H-Vernetzung angewendet werden, die in Abbildung 5.20 zu erkennen ist.

Die Verbindung des Stators mit dem Mantel erfolgt ähnlich wie an der Nabe. Abbildung 5.19 zeigt das verwendete Netzkonzept, dessen Statorsteigung an der Statoreintrittskante gegen die Strömung im Rotorbereich ausläuft. Eine Anpassung dieses Netzes an die Steigung an der Rotorflügelspitze könnte evtl. die Strömungsverhältnisse im Spaltbereich genauer erfassen. Sie brächte jedoch auch eine niedrige Netzqualität im Bereich des Übergangs von der Rotorablaufkante zur Statorvorderkante mit sich.

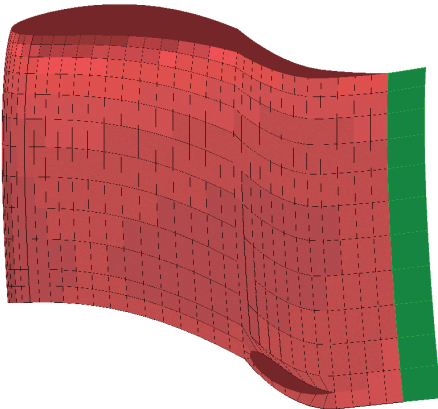
Der Export der Paneele für das Potentialverfahren aus JR erfolgt in einem Format, das die Eckpunkte und den an die Farbe gekoppelten Paneeltyp enthält. Weiterhin werden die in Kapitel 4.1 beschriebenen Konturen zur Nachlaufbegrenzung exportiert. Der Rotor wird radial nach innen durch eine Kontur begrenzt, die von der Nabenkontur ausgehend im Abstrom radial unveränderlich ist und nach aussen durch eine Verlängerung des letzten Profilschnitts am Spalt parallel zur Mantelinnenkontur. Die Mantelnachlaufbegrenzung verläuft von dort aus um die halbe Spaltbreite radial nach aussen versetzt. Die äußere Mantelnachlaufbegrenzung stellt keinen kritischen Verlauf dar und wird daher in einem gewissen Abstand von der Mantelabströmkante radial unveränderlich gewählt.



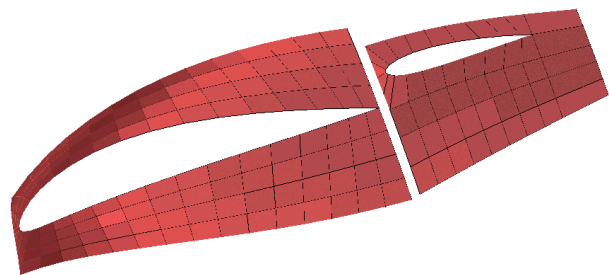
**Abbildung 5.17:** Strategie 1 mit asymmetrischem Füllelement: Oberflächennetz um Rotoranströmkannte auf der Nabe bei wenig Rotorsteigung



**Abbildung 5.18:** Strategie 2 mit periodischer C-Netz-Vorderkante: Oberflächennetz um Rotoranströmkannte auf der Nabe bei viel Rotorsteigung



**Abbildung 5.19:** Paneele auf der Innenseite des Mantels mit Aussparung am Statoranschluss



**Abbildung 5.20:** Paneele auf der Nabe mit Aussparungen am Rotor- und Statoranschluss



## 5.7 Volumenvernetzung

Zur Strömungssimulation im RANSE-Verfahren ist eine Diskretisierung einer Fluiddomain um den Propulsor erforderlich, die ausreichend groß ist, um einen Einfluß der Domaingrenzen auf die Ergebnisse auszuschließen. Im Gegensatz zum Potentialverfahren wird dabei nicht nur die Propulsoroberfläche vernetzt, sondern das gesamte Fluidvolumen.

Um diese Volumenvernetzung in eine Propulsoroptimierung einzubeziehen, ist eine Automatisierung dieses Prozesses unbedingt erforderlich. Während eine automatische Volumenvernetzung in Form von Tetraedernetzen mit Hilfe kommerzieller Programme weitestgehend problemlos möglich ist, bereitet die automatische Erstellung strukturierter Hexaedernetze oft Probleme. Bei komplexen Geometrien nimmt die interaktive Erstellung von Hexaedernetzen gewöhnlich einen bedeutenden Teil des Zeit- und Arbeitsaufwandes in Anspruch. Dabei wird die gesamte Domain in Blöcke unterteilt, deren Ränder jeweils mit einer Netzauflösung und -verteilung versehen werden. Entsprechend diesen Vernetzungsparametern wird das Volumennetz in allen Blöcken erstellt. Aufgrund der höheren Zuverlässigkeit der Simulationsergebnisse und geringerer Rechenzeiten werden in dieser Arbeit dennoch ausschließlich vollständig strukturierte Hexaedernetze verwendet.

Geometrische Veränderungen an einem bestehenden Hexaedernetz können durch eine Netzverzerrung abgebildet werden. Diese ist jedoch nur im Bereich relativ kleiner Geometrievariationen möglich. Ansonsten birgt die Netzverzerrung die Gefahr kleiner Winkel oder sogar negativer Volumina, die zwangsläufig zum Absturz des RANSE-Lösers führen. Die Möglichkeit der Netzverzerrung hängt neben der Größe der Variation auch von der Richtung ab. Da während der Optimierung des Linearjets nahe beisammenliegende Komponenten in unterschiedliche Richtungen variiert werden müssen, wäre eine derartige Einschränkung nicht akzeptabel. Aus diesem Grund wird in dieser Arbeit für jede auszuwertende Geometrie ein neues Volumennetz erstellt.

Beim wiederholten Vernetzen ähnlicher Geometrien ist die Wiederverwendung einer Blockstruktur sinnvoll. Da die Komponenten des Linearjets stets gleich angeordnet sind, kann das Volumennetz mit Hilfe einer universellen Blockstruktur erstellt werden, die mit geometrischen Größen der angrenzenden Komponenten dimensionslos gemacht wird. Die Volumenvernetzung erfolgt während der Vorooptimierung ausschließlich mit dem skriptgesteuerten Programm JR. Das Programm bietet die Möglichkeit, zwischen zwei Flächen einen Volumenblock zu erzeugen, dessen Ränder mit Vernetzungsparametern belegt werden. Mit Hilfe dieser Funktion wird eine Vielzahl von Blöcken erzeugt, um die gesamte Fluiddomain zu diskretisieren. Eine Exportfunktion ermöglicht die Erstellung einer cfx5-Datei, die im Preprocessing des Programms ANSYS CFX (CFX-Pre) importiert werden kann. Dabei ist zu beachten, daß darin jeder Block inklusive aller Kanten und Eckpunkte einzeln enthalten ist. Um ein spaltfreies Netz zu erzeugen, wird eine Verschmelzungs-Funktion verwendet, die dafür sorgt, daß Punkte innerhalb eines vorgegebenen Abstandes zu einem Punkt verschmelzen. Bei einer sauberen Erstellung des Volumennetzes im Programm JR stammen Abstände zwischen Blockrandpunkten lediglich aus numerischen Ungenauigkeiten, und die in CFX-Pre vorgegebene Toleranz der Verschmelzungsfunktion kann entsprechend klein gewählt werden. Bei der Erstellung des Steuerungsskriptes für JR müssen die Variationsgrenzen im Optimierungsverfahren berücksichtigt werden. Zur Erprobung der Tauglichkeit eines Skriptes werden möglichst ungünstige Kombinationen im Geometrie-Parametersatz getestet, wenngleich diese keine erfolversprechende Linearjetgeometrie darstellen.

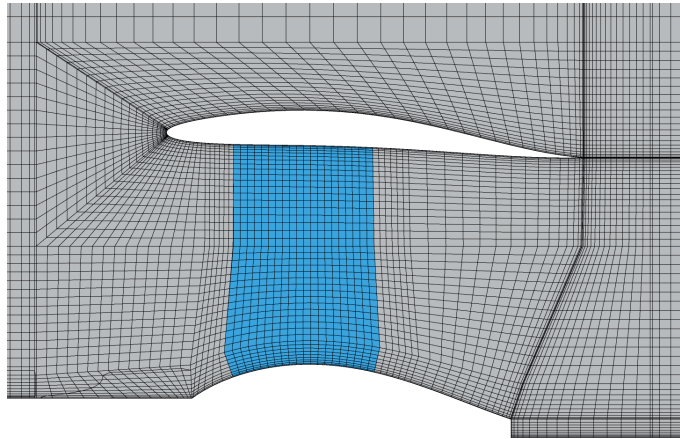
Eines der auf die beschriebene Weise erstellten Volumennetze für die Vorooptimierung ist in Abbildung 5.21 in Form eines Längsschnittes dargestellt. Es beinhaltet im Rotorbereich einen Block, innerhalb dessen das in Kapitel 4.3.3 beschriebene Propellermodell angewendet wird.

Im Rahmen der Feinoptimierung ist neben der Volumenvernetzung der Mantel- und Nabengeometrie auch die Vernetzung der Rotor- und Statorflügel notwendig. Insbesondere im Spalt zwischen Rotor und Mantel treten sehr große Geschwindigkeitsgradienten auf, die eine sehr feine Auflösung

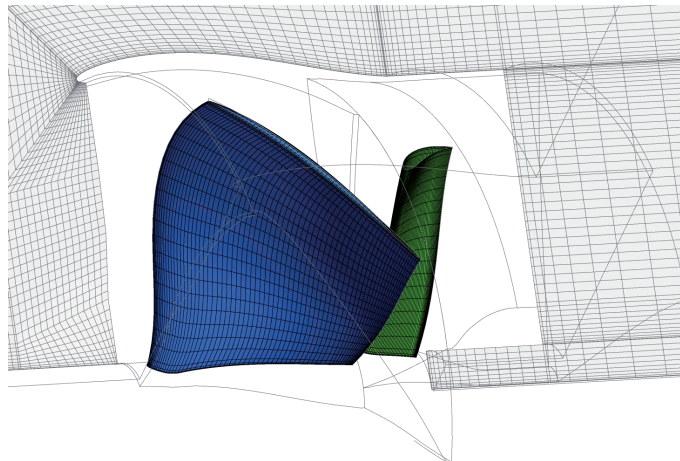


des entsprechenden Netzes erfordern. Wird ein Netz mit derart feinen Volumenelementen in CFX-Pre importiert, besteht die Gefahr, dass die vorgegebene Toleranz der Verschmelzungsfunktion oberhalb der minimalen Volumenkantenlänge liegt. In diesem Fall fällt das entsprechende Volumenelement zusammen, was zur Folge hat, dass die entsprechend aufgesetzte Simulation nicht rechenfähig ist. Eine entsprechende Verringerung der Toleranz kann dazu führen, dass ein Spalt zwischen Blöcken entsteht, der eine Durchströmung verhindert.

Aufgrund dieser Problematik wird während der Feinoptimierung zur Vernetzung der Rotor- und Statorflügel ein kommerzielles Verfahren für die automatische Vernetzung von Turbomaschinen namens ANSYS TurboGrid verwendet. Es erfordert die Vorgabe mehrerer Flügelschnitte zwischen einer Naben- und Mantelgeometrie, die im Programm JR erzeugt und im geforderten Format exportiert werden können. ANSYS TurboGrid bietet die Möglichkeit einer Skriptsteuerung, anhand derer jeweils ein fein aufgelöstes Volumennetz um Rotor und Stator erstellt und exportiert wird. Der Bereich ausserhalb des Rotor- und Statorbereichs wird weiterhin mit dem Programm JR erstellt. In CFX-Pre erfolgt eine Zusammenführung des Netzes aus JR mit den Netzen um Rotor und Stator aus ANSYS-TurboGrid. Ein Schnitt durch ein entsprechendes Netz ist in Abbildung 5.22 dargestellt.



**Abbildung 5.21:** Längsschnitt durch ein Volumennetz zur Verwendung des Propellermodells in der blau gekennzeichneten Domain



**Abbildung 5.22:** Längsschnitt durch ein Volumennetz aus JR (grau) und aus ANSYS Turbo Grid: Rotor (blau), Stator (grün) zur Verwendung in einer RANS-FrozRot-Simulation

## 6 Numerische Berechnung

Linearjets sind Propulsoren für Schiffe, die im Geschwindigkeitsbereich von 25kn und mehr arbeiten. Für die im Folgenden beschriebenen Beispielrechnungen wurde der Betriebszustand eines Schiffes bei 27,5kn ausgewählt. Bei dem Schiff handelt es sich um ein breites Zweischraubenschiff, dessen Modell von Schmiechen und Kracht in [32] im Maßstab 1:15 untersucht wurde. Die Länge der Großausführung betrug  $L_{pp} = 90m$ , die Breite  $B = 12,78m$ , der Tiefgang  $T = 3,561m$  und die Verdrängung betrug  $\nabla = 2187m^3$ . Bei dieser Geschwindigkeit benötigte das Schiff als Großausführung einen Gesamtschub von  $T_{ges} = 988,2kN$ . Der Propellerdurchmesser betrug  $D = 3,215m$  und wird bei den Beispielrechnungen mit  $D = 3,200m$  verwendet.

Das Ziel der Entwicklung war ein Optimierungsverfahren für eine Linearjetgeometrie, die den geforderten Schub mit einem hohen Wirkungsgrad liefert und dabei möglichst kavitationsarm operiert. Während der Optimierung wurde sowohl das Potentialverfahren als auch das RANSE-Verfahren verwendet. Abhängig von den Einstellungen und Vereinfachungen in den Simulationen weisen die benötigten Rechenverfahren Unterschiede hinsichtlich der Genauigkeit und der Rechenzeiten auf. Tabelle 6.1 stellt die erforderlichen Rechenzeiten der verwendeten Verfahren gegenüber. Dabei ist zu beachten, dass insbesondere die Netzauflösung und die Einstellungen der beiden Verfahren einen erheblichen Einfluß auf das Konvergenzverhalten und die Rechendauer haben. Die Rechendauer bezieht sich jeweils auf eine konvergierende Lösung bei den im Optimierungsverfahren verwendeten Einstellungen.

Verfahren	Methode	Kürzel	Elementanzahl	Iterationen	Ausw.dauer	Rechner
Potentialverfahren	quasi-stationär	POT	1.755 Oberflächenpanel + 1.416 Nachlaufpanel	7	49,5min. bzw. 20,5min.	1Intel XEON CPU 2,46GHz bzw. 1Intel Core2 Quad CPU 2,66GHz
RANSE-Verfahren + Propellermodell	stationär	RANS-PropModHomog RANS-PropModZinf	36.900 Hexaederelemente	70	5,4min.	2Intel Core2 Quad CPU 2,66GHz
RANSE-Verfahren + Propellermodell	stationär	RANS-PropModVP	221.400 Hexaederelemente	70	33min.	2Intel Core2 Quad CPU 2,66GHz
RANSE-Verfahren (Frozen Rotor)	quasi-stationär	RANS-FrozRot	476.040 Hexaederelemente	100	71min.	2Intel Core2 Quad CPU 2,66GHz
RANSE-Verfahren (instationär)	instationär, Rotor-Stator	RANS-Instat	2.649.684 Hexaederelemente	10 je Zeitschritt, 432 Zeitschritte	15871min.	16Intel XEON CPU 2,46GHz

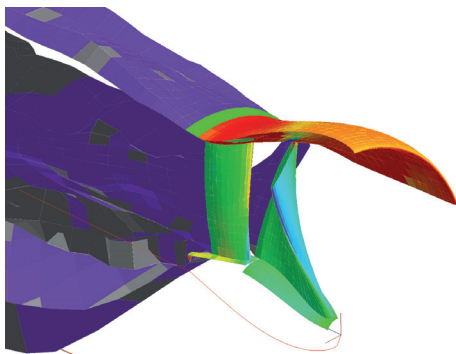
**Tabelle 6.1:** Rechenzeiten der in Tabelle 4.1 aufgeführten Verfahren

Zur Einbindung mehrerer Propulsorkomponenten unterschiedlichen Typs erforderte das Potentialverfahren eine Erweiterung, die in [18] beschrieben wurde. Im Folgenden werden weitere Vorarbeiten beschrieben, die der Bewertung und Auswahl unterschiedlicher Verfahren für die Strömungsberechnung und Einstellungen für das Optimierungsverfahren dienten. Der erste Teil behandelt die Validierung des Potentialverfahrens unter Verwendung mehrerer Komponenten, zu der die Wageninger  $k - \alpha$ -Düsenpropellerkennwerte aus der Literatur herangezogen wurden. Im anschließenden Teil wird anhand des gleichen Propulsors die Validierung des Propellermodells in Verbindung mit dem RANSE-Verfahren beschrieben. Dabei wird die Spaltgröße variiert und der Einfluß auf die am Mantel wirkenden Kräfte untersucht. Anschließend wird der Einfluß der

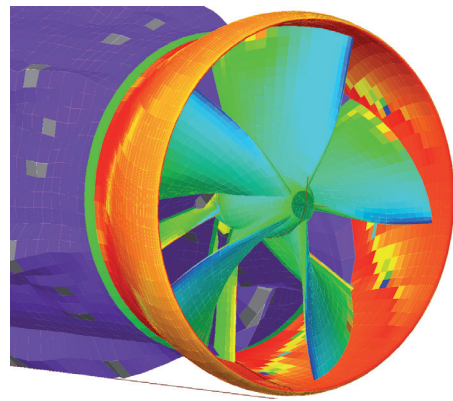
Auflösung des Hexaedernetzes auf die verwendeten Ergebnisse und die Rechenzeiten untersucht, um eine möglichst günstige Auflösung zur Verwendung während der Optimierung zu finden. Da die Feinoptimierung eine quasistationäre RANSE-Simulation (RANS-FrozRot) nutzt, deren Ergebnisse von der verwendeten relativen Flügelstellung von Rotor und Stator abhängt, wird vor Beginn der Optimierungsläufe eine geeignete Flügelstellung ermittelt. Im letzten Teil des Kapitels werden die Optimierungsläufe beschrieben, die zur Erprobung des Verfahrens durchgeführt wurden. Dabei handelt es sich um zwei Anwendungen des Optimierungsverfahrens, von denen die erste lediglich die Vorooptimierung beinhaltet. Die aus dieser Optimierung resultierende Linearjetgeometrie wurde im Modellmaßstab gebaut und untersucht. Die Untersuchungen werden in Kapitel 7 beschrieben. Die zweite Anwendung des Optimierungsverfahrens beinhaltet nach der Vorooptimierung eine Feinoptimierung, die eine gleichzeitige Variation aller Propulsorkomponenten zulässt.

## 6.1 Ergebnisse und Validierung der Randlelemente-Methode

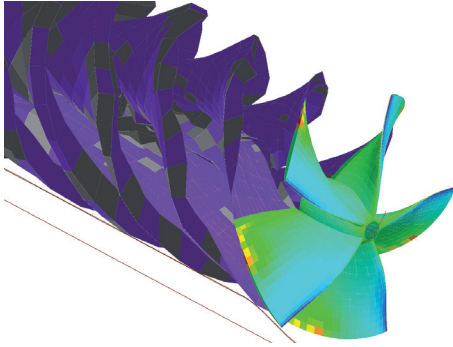
Als Ergebnisse der Randlelemente-Methode können in ISTHydro sowohl die Potentiale aller Panneele in Tabellenform ausgegeben werden als auch integrale Kräfte und Drehmomente und auch die Kavitationsflächen. Außerdem kann in diesem Verfahren eine Visualisierung der resultierenden Geschwindigkeitsverhältnisse erfolgen, die in Abbildung 6.1 bis 6.4 an einer Linearjetgeometrie dargestellt ist. Die Staupunkte im Bereich der blau dargestellten niedrigen Geschwindigkeiten sind an der Eintrittskante des Flügelprofils von Rotor und Stator zu erkennen. Zunehmende Geschwindigkeiten werden im Farbspektrum über grün und gelb bis rot für höchste Geschwindigkeiten beispielsweise auf der Saugseite des Stators in Abbildung 6.4 dargestellt. Die einfarbig dargestellte Geometrie des Rotornachlaufs in Abbildung 6.3 weist eine Helixkontur auf, die von der Drehzahl und Anströmgeschwindigkeit abhängt. Insgesamt weisen die Ergebnisse eine plausible Geschwindigkeitsverteilung an den untersuchten Komponenten auf.



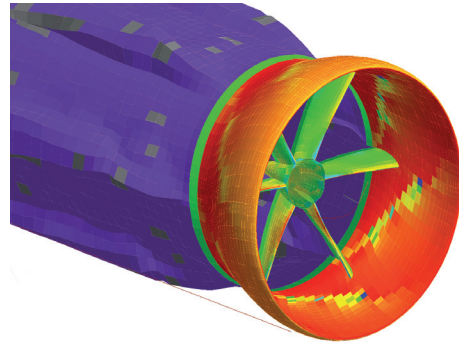
**Abbildung 6.1:** Geschwindigkeitsverhältnisse und Nachlauf einer Linearjetgeometrie nach 7 Iterationen mit periodischen Randbedingungen



**Abbildung 6.2:** Geschwindigkeitsverhältnisse an einer Linearjetgeometrie nach 7 Iterationen

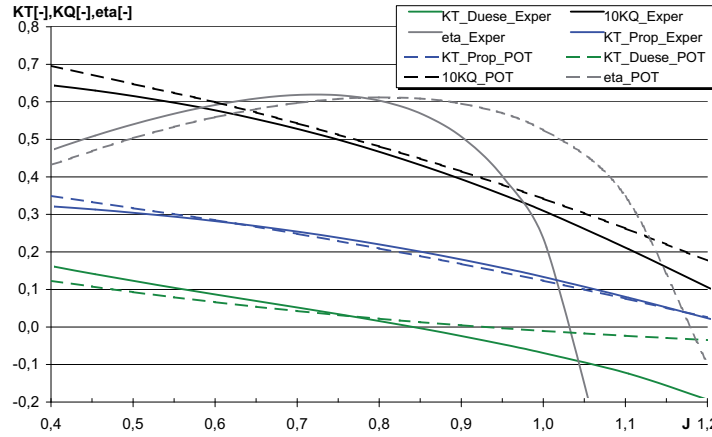


**Abbildung 6.3:** Geschwindigkeitsverhältnisse an der Rotorgeometrie nach 7 Iterationen



**Abbildung 6.4:** Geschwindigkeitsverhältnisse an der Mantel- und Statorgeometrie nach 7 Iterationen

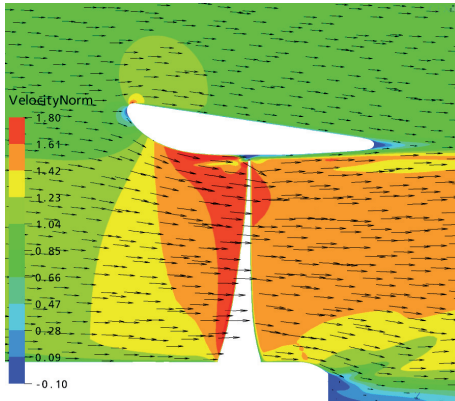
Zur Validierung des Potentialverfahrens mit Messungen sind im Vorfeld Rechnungen an einem Wagenger  $k - \alpha$ -Düsenpropeller durchgeführt worden [24]. Die Ergebnisse der Messungen stammen von Osterveld [33]. Bei einer ausreichend hohen Auflösung der Paneele ist eine gute Übereinstimmung der Ergebnisse mit den Versuchen zu erreichen. Der Schubbeiwert  $K_T$  in Abbildung 6.5 ist in den Schubanteil des Propellers  $K_{T\_Prop}$  und den der Düse  $K_{T\_Duese}$  aufgeteilt. Durchgezogene Linien (Exper) stellen die aus der Literatur stammenden Werte dar, die gestrichelten Linien zeigen den Verlauf der Ergebnisse des Potentialverfahrens. Die auftretenden Abweichungen gegenüber experimentell ermittelten Werten sind im Bereich des maximalen Wirkungsgrades  $\eta$  ausreichend gering, um mit diesem Verfahren eine Startgeometrie für die RANSE-Löser-basierte Optimierung zu ermitteln. Ein Großteil der Abweichungen resultiert aus der auf die Düse wirkenden Kraft. Da diese Kraft im Optimierungsverfahren nicht potentialtheoretisch ermittelt wird, sondern mithilfe des RANSE-Verfahrens, hat diese Abweichung keine große Auswirkung auf die Optimierungsaufgabe. Ausgehend von der Annahme, dass die Variation der Geometrie ähnliche Abweichungen im Potentialverfahren zur Folge hat, ist die Vergleichbarkeit der Ergebnisse gegeben.



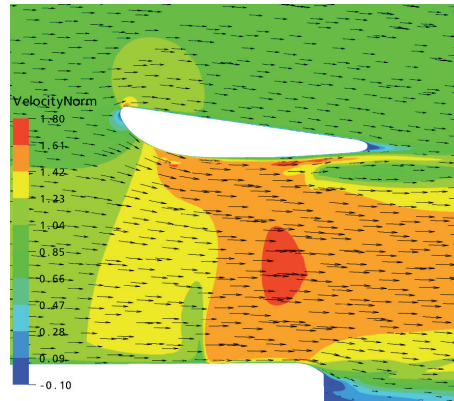
**Abbildung 6.5:** Freifahrt diagramm des potentialtheoretisch berechneten  $k - \alpha$ -Düsenpropellers im Vergleich mit Experimenten

## 6.2 Validierung des Propellermodells in der Feldmethode

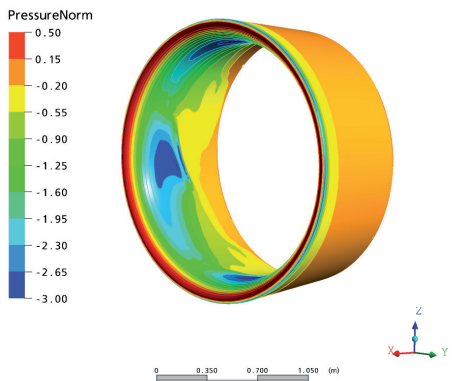
Im Rahmen der von Tide [24] beschriebenen Arbeit wurden RANSE-Simulationen an der Geometrie eines  $k - \alpha$ -Düsenpropellers durchgeführt, die das in Kapitel 4.3.3 beschriebene Propellermodell zur Einbeziehung des Rotoreinflusses verwenden. Die Verwendung der  $k - \alpha$ -Geometrie bietet die Möglichkeit der Validierung eines ummantelten Rotors anhand von Messwerten aus der Literatur [33]. Bei der Simulation der viskosen Strömung am ummantelten Propeller spielen die auf die Düse wirkenden Kräfte eine bedeutende Rolle. Die Validierung dieser Kräfte kann auf die Geometrie des Linearjets übertragen werden. Die Abbildungen 6.6 bis 6.8 zeigen Ergebnisse an dieser Geometrie, die unter Verwendung der in Kapitel 4.3.2 beschriebenen “Frozen-Rotor“-Methode erzielt wurden. Ebene 1 befindet sich in Umfangsrichtung an der Position der halben Sehnenlänge, während Ebene 2 und 3 von dort aus eine um jeweils  $22,5^\circ$  gedrehte Position in und gegen die Propellerdrehrichtung beschreiben. Die drei Abbildungen zeigen wegen der verschiedenen Positionen gegenüber dem Flügel deutliche Unterschiede in den Geschwindigkeitskonturen und -vektoren. Die Geschwindigkeiten sind mit der Anströmgeschwindigkeit normiert. Der Mittelwert der drei dargestellten Ergebnisse kann mit den in Abbildung 6.9 gezeigten Ergebnissen der Rechnung unter Verwendung des Propellermodells verglichen werden, das den Rotoreinfluss unabhängig von der tangentialen Position einbezieht. Der Unterschied der Rechnungen wird auch im Vergleich von Abbildung 6.10 mit Abbildung 6.11 deutlich. Der dargestellte normierte Druck auf die Düse unter Einfluß des “Frozen-Rotors“ weist erhebliche Gradienten in Umfangsrichtung auf. Die in 6.11 dargestellten Druckverhältnisse durch den Einfluss des Propellermodells sind tangential unveränderlich und bilden etwa die Mittelwerte dieser Druckverteilung. Die Kräfte an der Düse stimmen in der konvergierenden Lösung mit den Werten aus der Literatur überein.



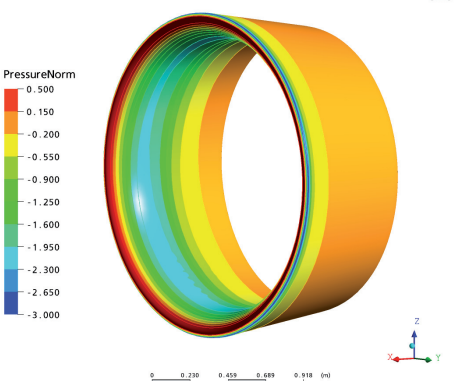
**Abbildung 6.6:** Normierte Geschwindigkeiten nach der „Frozen-Rotor“-Rechnung am  $k - \alpha$ -Düsenpropeller bei  $J=0,7$ , Ebene 1



**Abbildung 6.7:** Normierte Geschwindigkeiten nach der „Frozen-Rotor“-Rechnung am  $k - \alpha$ -Düsenpropeller bei  $J=0,7$ , Ebene 2



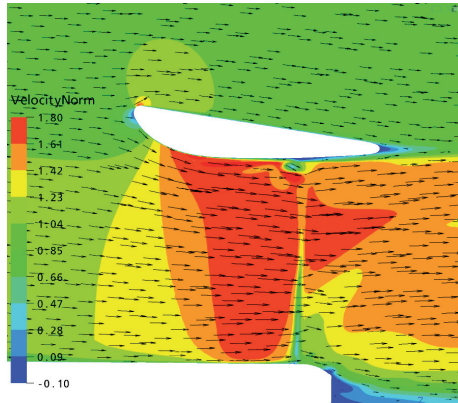
**Abbildung 6.10:** Normierter Druck nach der „Frozen-Rotor-Rechnung“ am  $k - \alpha$ -Düsenpropeller bei  $J=0,7$



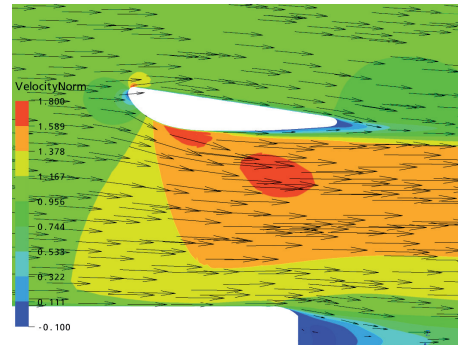
**Abbildung 6.11:** Normierter Druck nach der Rechnung mit Propellermodell am  $k - \alpha$ -Düsenpropeller bei  $J=0,7$

Besondere Aufmerksamkeit erfordert der Spaltbereich zwischen Rotor und Düse. Der Spitzenwirbel des Rotors wird durch das Vorhandensein der Düsenkontur verringert. Bei Verwendung des geometrisch vorhandenen Rotorradius im Propellermodell bildet sich ein relativ großer Wirbel zwischen der Domain des Propellermodells und der Düsenkontur (Abbildung 6.12). Dieser ist mit der homogenen Verteilung des Schubes auf die axiale Ausdehnung des Schubbereiches des Propellermodells zu begründen. Er bewirkt in einer konvergierenden Lösung eine Abweichung der ermittelten Gesamtkraft auf die Düse. Zur Vermeidung der in diesem Bereich auftretenden Differenzen wurde die Domain des Propellermodells radial vergrößert und das Propellermodell dahingehend erweitert, dass der Schubbereich durch eine axial veränderliche Kontur vorgegeben werden kann. Auf diese





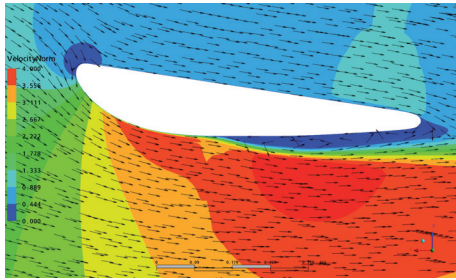
**Abbildung 6.8:** Normierte Geschwindigkeiten nach der “Frozen-Rotor“-Rechnung am  $k - \alpha$ -Düsenpropeller bei  $J=0,7$ , Ebene 3



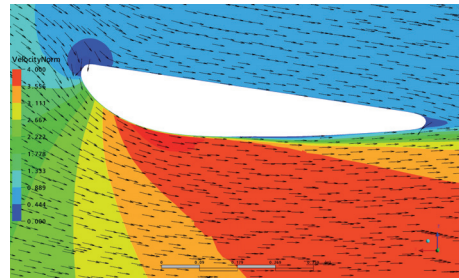
**Abbildung 6.9:** Normierte Geschwindigkeiten nach der Rechnung mit Propellermodell am  $k - \alpha$ -Düsenpropeller bei  $J=0,7$

Weise übergibt das Propellermodell bis zu einem erhöhten Radius einen Kraftvektor, so dass sich eine virtuelle Reduktion der Spaltgröße von 16mm auf 3mm ergibt. Die annähernde Ausfüllung der Mantelkontur bewirkt eine deutlich realitätsnähere Geschwindigkeitsverteilung und einen kleineren Wirbel. Die Ergebnisse dieser Rechnung sind in Abbildung 6.13 dargestellt und zeigen eine deutlich bessere Übereinstimmung des Geschwindigkeitsverlaufes mit Ergebnissen der “Frozen-Rotor“-RANSE-Simulation bei diesem Fortschrittsgrad, während die ermittelte Kraft an der Düse lediglich um ca. 2,5% gegenüber der experimentell ermittelten abweicht. Es hat sich gezeigt, dass die Variation der Spaltgröße eine sinnvolle Vorgehensweise ist, um Differenzen entgegenzutreten, die bei der Verwendung des Propellermodells entstehen können. Bei Verwendung dieses Propellermodells ergibt sich eine Empfehlung zur Reduktion des Spaltes auf ca. 20% der geometrisch realisierbaren Spaltgröße. Da während der Optimierung ein Netz verwendet wird, das eine entsprechende virtuelle Spaltgröße mit nur einem Element in radialer Richtung auflöst, erscheint die beschriebene Vorgehensweise in diesem Fall nicht sinnvoll. Statt dessen wird das Propellermodell während der Optimierung im gesamten radialen Bereich bis unmittelbar an der Manteloberfläche angewendet.

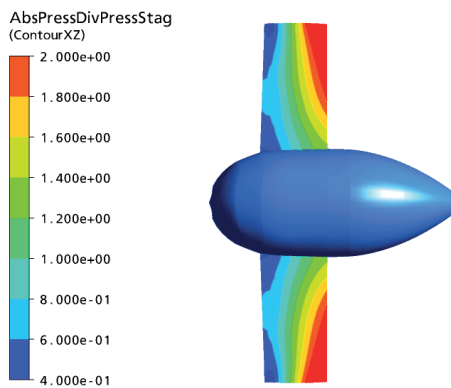
Um den Einfluß von Rotor und Stator im Linearjet durch das Propellermodell zu erfassen, wurde weiterhin die gleichzeitige Einbeziehung beider Komponenten durch jeweils ein Propellermodell implementiert. Der Stator wurde dabei als Propeller betrachtet, der gegenüber dem Fluid entsprechend der mittleren tangentialen Anströmgeschwindigkeit mit einer virtuellen Drehzahl rotiert. Die erforderlichen Kennwerte des Stators wurden mit Hilfe des Potentialverfahrens ISTHydro ermittelt. Zur Erprobung dieser Vorgehensweise wurde die Strömung um eine Testgeometrie simuliert. Der Drucksprung durch das Propellermodell in der Rotordomain ist in Abbildung 6.14 zu erkennen. Der Betrieb des Propellermodells in der Statordomain macht sich in den Druckverhältnissen in Abbildung 6.15 und 6.17 bemerkbar, wobei sein Einfluss entsprechend der Wirkung des Stators deutlich geringer ist. Dem Propellermodell am Ort des Rotors wurde ein zu erreichender Schub vorgegeben, wodurch sich die Rotordrehzahl einstellte. Das Propellermodell des Stators erhielt als Vorgabe die Drehzahl null. Da in dem Propellermodell eine Funktion zur Korrektur der Drehzahl um den Mittelwert des Vordralls implementiert ist, stellte sich auf diese Weise eine entsprechende virtuelle Stator-drehzahl ein. Diese führte zu einem Schubbeitrag durch den Stator.



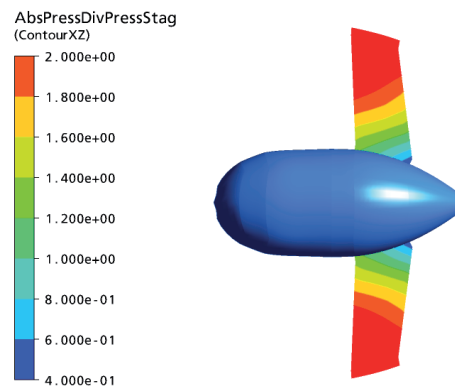
**Abbildung 6.12:** Wirbelbildung bei Verwendung des geometrischen Rotorradius=800mm,  $J=0,282$



**Abbildung 6.13:** Vermeidung der Wirbelbildung bei Verwendung eines erhöhten Rotorradius=813mm,  $J=0,282$

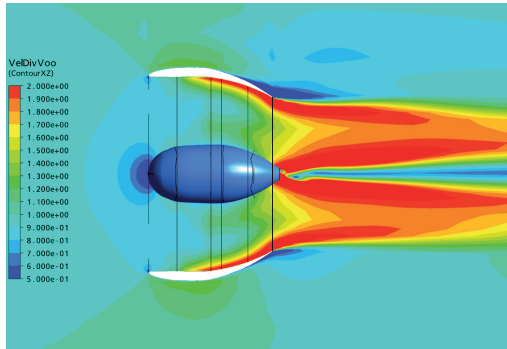


**Abbildung 6.14:** Normierte Druckverhältnisse im Rotorbereich

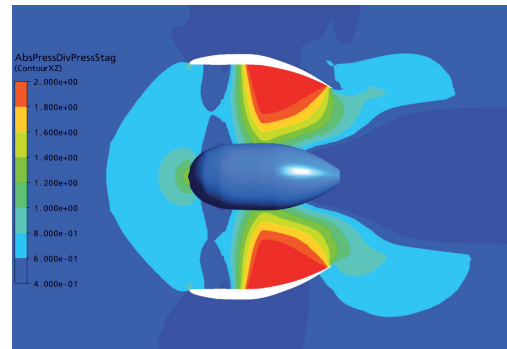


**Abbildung 6.15:** Normierte Druckverhältnisse im Statorbereich

Die Geschwindigkeits- und Druckverhältnisse unter Verwendung zweier Propellermodelle sind in Abbildung 6.16 und 6.17 dargestellt. Bei dieser Rechnung wurde ein Mantel mit einer am Auslass extrem verschlossenen Kontur gewählt, um das Propellermodell unter extremen Bedingungen zu testen. Genauere Aussagen über die Eignung dieser Vorgehensweise im Rahmen der Optimierung ausschließlich unter Verwendung des RANSE-Verfahrens ließen sich anhand dieser Rechnungen nicht machen, da diese Geometrie keine einwandfrei konvergierende Lösung zuließ. Es konnte aber gezeigt werden, daß die erweiterte Version des Propellermodells eine gleichzeitige Anwendung des Rotor- und des Statormodells zuläßt und diese Vorgehensweise die Diskretisierung von Rotor und Stator ersetzen kann. Weiterhin kann eine erhebliche Einsparung an Rechenzeit gegenüber einer instationären Rotor-Stator-Rechnung bestätigt werden.



**Abbildung 6.16:** Geschwindigkeitsverhältnisse unter Verwendung des Rotor- und Statormodells



**Abbildung 6.17:** Druckverhältnisse unter Verwendung des Rotor- und Statormodells

### 6.3 Einfluß der Diskretisierung

Um während der Feinoptimierung den Rechenaufwand zu minimieren, wurde der Einfluß der verwendeten Diskretisierung des Rechenvolumens untersucht. Ausgehend von einem Volumennetz mit ca. 700.000 Hexaederelementen wurde die Auflösung des Netzes um Rotor und Stator in 10%-Schritten bis auf 40% der Elementanzahl reduziert. Die daraus resultierenden integralen Kräfte sind in Abbildung 6.18 und 6.19 über der jeweiligen Netzauflösung dargestellt. Während die Kennwerte der Kräfte  $K_T$  und Drehmomente  $K_Q$  einen vernachlässigbaren Effekt durch die Verringerung der Netzauflösung erfahren, zeigen die Kavitationsflächen  $A_{kav}$  in Abbildung 6.20 eine größere Abhängigkeit. Dargestellt sind jeweils die Kavitationsflächen als Anteile der Gesamtfläche von Rotor, Stator und Mantel. Diese Abweichung ist damit zu begründen, dass das Kavitationskriterium vom Erreichen der festgelegten Grenze des Dampfdrucks an jedem Oberflächenelement einer Komponente abhängt. Bei einer Veränderung der Auflösung können sich aus Druckverhältnissen unterschiedlicher Abweichung vom Dampfdruckkriterium daher erhebliche Abweichungen in der dargestellten Kavitationsfläche ergeben.

Anhand dieser Betrachtung und angesichts der in Abbildung 6.21 dargestellten erforderlichen Rechendauer wird eine Netzauflösung von 60% für die Optimierung ausgewählt. Die ermittelten Kräfte und Drehmomente entsprechen bei dieser Auflösung denen der vollen Netzauflösung, und die Kavitationsflächen weisen eine geringe Abhängigkeit von der Netzauflösung auf. Die Rechendauer beträgt bei dem ausgewählten Netz ca. 67% gegenüber der der vollen Auflösung. Es wird von einer Übertragbarkeit der beschriebenen Abhängigkeiten auf alle Geometrien im Variationsbereich der Optimierung ausgegangen.

### 6.4 Einfluß der relativen Flügelstellung

Um eine neutrale Bewertung aller Geometrien zu gewährleisten, wurde der Einfluß der relativen Flügelstellung von Rotor und Stator untersucht. Eine Simulation der instationären Strömung liefert einen Einblick in die zeitliche Änderung der Kräfte an den einzelnen Komponenten. Bei quasistationären Methoden wird eine relative Flügelstellung zu einem bestimmten Zeitpunkt verwendet. Der in Abbildung 6.22 dargestellte periodische instationäre Verlauf der Kräfte an Rotor, Stator und Mantel weist 30 Kraftwechsel während einer Umdrehung auf. Die auf den Rotor wirkende Kraft ist

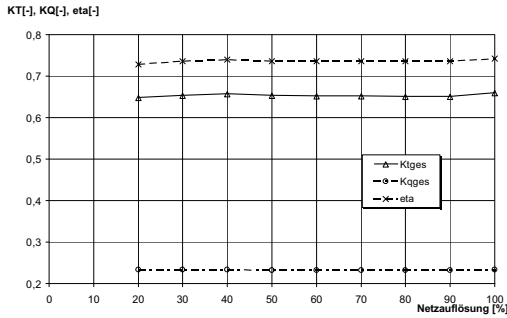


Abbildung 6.18: Kennwerte des gesamten Propulsors

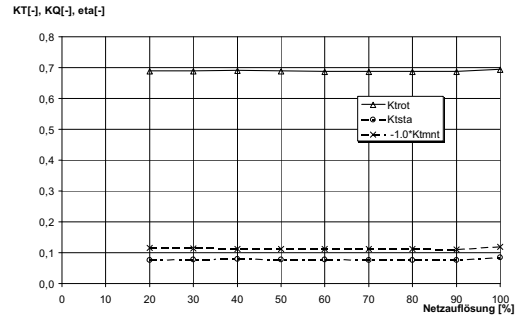


Abbildung 6.19: Kennwerte der einzelnen Komponenten

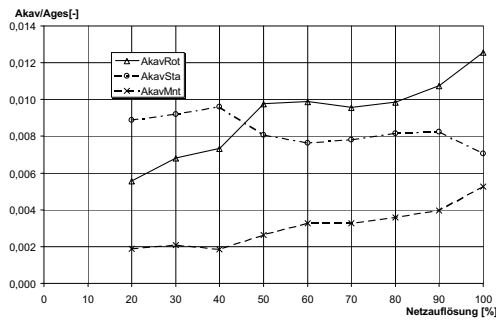


Abbildung 6.20: Kavitationsflächen der Komponenten

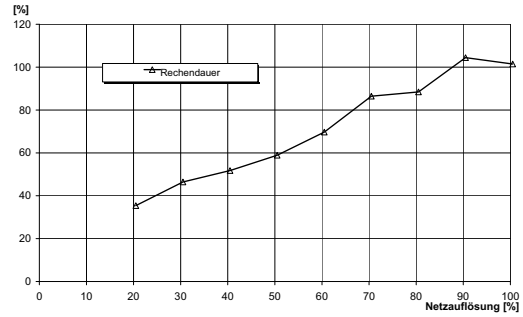
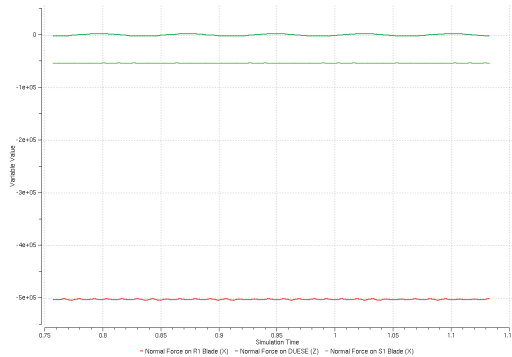


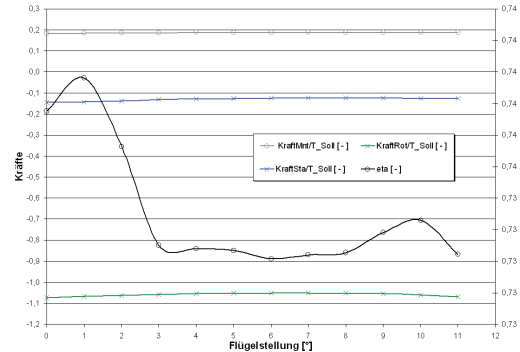
Abbildung 6.21: Rechendauer

mit „Normal Force on R1 Blade“ bezeichnet und die auf den Stator wirkende Kraft mit „Normal Force on S1 Blade“. Die Frequenz entspricht dem Produkt der Rotorflügelzahl  $Z_{Rot} = 5$  und der Statorflügelzahl  $Z_{Sta} = 6$ . Zur Verdeutlichung der Periodizität der Kräfte wurde zusätzlich exemplarisch die vertikal auf den Mantel wirkende Kraft „Normal Force on DUESE(Z)“ dargestellt, die lediglich vom Rotor beeinflusst wird und daher 5 Perioden aufweist.

Daraus folgt, dass die relative Flügelstellung von Rotor und Stator auch im quasistationären Rechenverfahren (RANS-FrozRot) einen Einfluß auf die Kräfte und Drehmomente und damit auf den Wirkungsgrad hat. Zur Vermeidung der Überbewertung einer Geometrie während der Optimierung wurde daher die relative Flügelstellung ermittelt, die den niedrigsten Wirkungsgrad  $\eta$  liefert. Dazu wurde unter der Annahme der Übertragbarkeit auf ähnliche Geometrien eine der in Abbildung 6.22 gezeigten Perioden der am Rotor wirkenden Kraft mit einer Auflösung von einem Grad in quasistationären Simulationen (RANS-FrozRot) berechnet. Abbildung 6.23 zeigt die Ergebnisse in Form der globalen dimensionslosen Kennwerte  $K_T$ ,  $K_Q$  und  $\eta$ . Für die Optimierung wird entsprechend eine relative Flügelstellung von 6 Grad ausgewählt, weil hier der mit  $\eta = 0,7371$  niedrigste Wirkungsgrad berechnet wurde.



**Abbildung 6.22:** Verlauf der Kräfte während einer instationären RANSE-Simulation



**Abbildung 6.23:** Kraftschwankung bei Variation der relativen Flügelstellung

## 6.5 Optimierungsläufe

Zur Erprobung des Verfahrens wurden zwei Linearjetoptimierungen durchgeführt. Die erste erfolgte lediglich durch die Vorooptimierung, da zu der Zeit das Verfahren zur Feinoptimierung noch nicht vollständig bestand. Dabei wurde von einer Geometrie ausgegangen, die nicht über eine Welle von vorn angetrieben wurde, sondern es wurde ein nabeninterner elektrischer Antrieb angenommen. Nach Abschluß der ersten Optimierung erfolgte die zweite Linearjetoptimierung unter Verwendung annähernd gleicher Randbedingungen. Aus versuchstechnischen Gründen wurde dabei eine Welle von vorn verwendet, was den Anschluß der Welle am rotierenden Teil der Nabe erforderte. Diese Veränderung hat auf die Strömung um den gesamten Propulsor einen geringen Einfluß, da dieser hauptsächlich aus der wegfallenden Zustromfläche im Nabenbereich resultiert, die bei gleicher Durchflußmenge zu einer leichten Vergrößerung des Einlaufradius führt. An den geometrischen Randbedingungen erfolgten keine weiteren Veränderungen gegenüber der ersten Optimierung. Während des zweiten Optimierungslaufes erfolgte im Anschluß an die Vorooptimierung eine Feinoptimierung.

Die Optimierung einer Linearjetgeometrie mit Hilfe des entwickelten Verfahrens verläuft entsprechend Abbildung 5.3. Zur Ermittlung der geometrischen Grenzen des Mantels anhand einer Stromlinie um eine angenommene Nabenkontur wurde eine einfache Simulation durchgeführt, deren Ergebnisse in Abbildung 5.1 dargestellt sind. Dabei wurde in einem Rotorbereich der radialen und axialen Ausdehnung des Rotors das Propellermodell angewendet, das einen homogen verteilten Schub generierte, der dem Sollscher Schub des Propulsors  $T_{Soll}$  entsprach. Die Abbildung enthält außer den Geschwindigkeitskonturen auch die Geschwindigkeitsvektoren in einer Ebene durch die Drehachse. Ausgehend von der schwarz gefärbten Stromlinie um die weiße Nabenkontur wurde eine angenommene Dickenverteilung abgesetzt, die zu dem in Abbildung 5.2 weiß dargestellten Mantelprofil führt. Die hier gezeigten Strömungsverhältnisse ergeben sich entsprechend einer zweiten Simulation unter Einbeziehung der Mantelgeometrie. Die weiß dargestellte Mantel- und Nabenkontur wurde in der anschließenden "Vorooptimierung Potentialverfahren" zusammen mit der resultierenden Kraft auf die Düse  $F_{mnt}$  als vorerst unveränderliche Randbedingung verwendet.

In den folgenden zwei Unterkapiteln werden die Linearjetoptimierungen beschrieben und die

Verläufe der Variationsparameter dargestellt. Wegen der großen Anzahl an geometrischen Varianten erfolgt eine Betrachtung der Ergebnisse in Form einer Punktwolke zur Darstellung von Tendenzen. In den exemplarisch ausgewählten Abbildungen repräsentiert jeder Punkt eine Geometrie. Da das Optimierungsverfahren eine Zielwertminimierung durchführt, stellt ein kleiner Zielwert eine besser an die vorgegebenen Randbedingungen angepasste Geometrie dar als ein größerer. In allen Diagrammen sind dimensionslose Größen dargestellt. Dazu wurden geometrische Parameter zur Beschreibung des Mantels in Relation zur Mantellänge gesetzt, während ansonsten der Radius des Rotors verwendet wurde. Die Abbildungen wurden am Ende des Kapitels zusammengefasst.

### 6.5.1 Erste Linearjetoptimierung

Während des ersten Optimierungslaufes wurden die Komponenten Rotor und Stator durch insgesamt 15 Variationsparameter optimiert. Am Rotor wurden an drei radialen Positionen jeweils drei Profilschnittparameter durch das Optimierungsverfahren variiert, nämlich die Sehnenlänge *rotchord*, die Wölbung *rotkruehm* und die Steigung *rotwfakt*. Der Wert *rotkruehm* entspricht der Wölbung an der Abströmkante, die in Abbildung 5.12 auch mit  $w_{max}$  bezeichnet wurde. Die radialen Positionen befanden sich an der Nabe ( $x_0$ ), an der dimensionslosen Position des halben Radius ( $x_{05}$ ) und am Spalt zum Mantel ( $x_1$ ). Am Stator wurden an den gleichen radialen Positionen lediglich die Sehnenlänge *stachord* und die Steigung *stawfakt* optimiert. Bei der Beschreibung der Profilsteigung über den jeweiligen Faktor ist zu beachten, dass der Faktor entgegen der sonst üblichen Beschreibung der Steigung als Verhältnis  $P/D$  den berücksichtigten Rotationsanteil beschreibt. Damit steigt  $P/D$  mit einem sinkenden Faktor *wfakt*.

Abbildung 6.24 enthält die Sehnenlängen an der radial mittigen Position ( $x_{05}$ ) und an der Flügelspitze ( $x_1$ ) aller der 400 ausgewerteten Geometrien, die einen besseren Zielwert als null erzielt haben. Das Optimierungsverfahren verwendet Werte innerhalb des gesamten Bereichs zwischen den vorgegebenen Grenzen. Kleine Zielwerte werden jedoch nur in einem Teil des Variationsbereiches erzielt, der sich in beiden Fällen nahe der Obergrenze des Variationsparameters befindet. Die gesondert markierte optimierte Geometrie wurde schließlich bezüglich beider betrachteten Sehnenlängen in der Nähe der Obergrenze gefunden.

Eine derartige Darstellung der verschiedensten Abhängigkeiten unter den geometrischen Parametern wurde schon während der Optimierung betrachtet. Auf diese Weise konnte überprüft werden, ob die geometrischen Grenzen so gesetzt worden waren, dass sie keine Einschränkung bei der Suche nach einem globalen Optimum bedeuteten. Bei einer starken Konzentration der besten Geometrien an einer der Grenzen wurde eine Verschiebung der betreffenden Grenze erörtert. Bereiche hingegen, in denen keine niedrigen Zielwerte, also weniger gut angepasste Geometrien erzielt werden konnten, wurden durch eine Verschiebung der entsprechenden Grenze ausgeklammert. Dadurch konnte der Suchraum des Optimierungsalgorithmus verschoben werden und mehr potentiell erfolgreiche Geometrien ausgewertet werden. Bei einer Verschiebung der Grenzen war eine Überprüfung der verwendeten Verfahren notwendig, da sie unter Umständen zu Problemen bei der Geometrieerzeugung oder -vernetzung führen kann. Durch die Anpassung der Verfahren an die entsprechenden Grenzen konnte eine zuverlässige Auswertung hinsichtlich der hydrodynamischen Eigenschaften gewährleistet werden.

Der Verlauf der Wölbung der Rotorprofile an den gleichen radialen Positionen während der "Voro-Optimierung Potentialverfahren" ist in Abbildung 6.25 dargestellt. Die besten Geometrien hinsichtlich der Wölbung an der mittleren radialen Position befinden sich im mittleren Bereich des Suchraumes, wo auch die optimierte Geometrie ermittelt wurde. Die Wahl des Suchraumes scheint hier ideal getroffen zu sein. Die Wölbung des Profilschnittes an der Flügelspitze (Position



$x1$ ) läßt eine Konzentration guter Ergebnisse auf einen Bereich in der oberen Hälfte des Suchraumes erkennen, wobei Wölbungswerte im Bereich vom Optimum bis zur Obergrenze einen starken Zuwachs des Zielwertes zeigen. Diese stark negative Beeinflussung ist mit einer erhöhten Kavitationsgefahr bei größeren Wölbungswerten wegen der hohen Tangentialgeschwindigkeiten an dieser radialen Position zu begründen.

Die in Abbildung 6.26 gezeigte Verteilung der Rotorsteigungen an den betrachteten radialen Positionen scheint gegenläufig zu sein. Während die Steigung guter Geometrien bei  $x05$  mit nur einer Ausnahme in den oberen Suchraum konzentriert ist, werden die besten Geometrien hinsichtlich der Steigung bei  $x1$  im unteren Drittel des Suchraumes gefunden. Der restliche Variationsbereich wurde in folgenden Optimierungsläufen durch eine Verschiebung der Grenzen ausgeklammert, weil in ihm ausschließlich deutlich höhere Zielwerte erreicht werden. Die optimierte Geometrie liegt in beiden Fällen bei einem aufgrund des Verlaufes zu erwartenden Steigungswert.

In der “Vorooptimierung Potentialverfahren“ wurde eine Rotor- und Statorgeometrie ermittelt, die in der anschließenden “Vorooptimierung RANSE-Verfahren“ unveränderlich blieb. Dazu wurde die potentialtheoretisch ermittelte radiale Zirkulationsverteilung in dem an das RANSE-Verfahren gekoppelten Propellermodell als Vorgabe der radialen Schubverteilung verwendet. In diesem Optimierungslauf wurden Mantel und Nabe durch insgesamt 8 Variationsparameter optimiert. Außer globalen Parametern wie der Mantellänge  $L_{mnt}$  und dem Einlauf- Auslaufverhältnis  $A_e/A_a$  wurden der maximale Nabenradius  $r_{HubMax}$  und folgende Parameter zur Beschreibung des Mantels variiert. Das Mantelprofil wurde durch die veränderliche Sehne beschrieben, von der aus die ebenso veränderliche Dicke abgesetzt wurde. Der Punkt des Einlaufs und des Auslaufs auf der Mantelsehne war durch den unveränderlichen Rotorradius in Verbindung mit  $A_e/A_a$  gegeben. Um eine stoßfreie Mantelprofilzuströmung und einen wirbelfreien Mantelabstrom zu erzielen, wurde die Steigung an diesen Positionen durch den Optimierungsalgorithmus variiert. Diese Variablen wurden am Einlauf mit  $dr(x0)/dx$  und am Auslauf mit  $dr(x1)/dx$  bezeichnet. Um das Druckniveau in der Rotorebene zu beeinflussen, wurde an dieser Position die Variation des Mantelsehnenradius  $\Delta r(x05)$  durch den Optimierungsalgorithmus angewendet. Die Manteldickenfunktion wurde über den Einlaufradius variiert, der durch die Wölbung der Dickenverteilung am Einlauf  $ddth(x0)$  beschrieben wird und durch die maximale Dicke  $th(x05)$  bei  $0.35L_{mnt}$ . Die “Vorooptimierung RANSE-Verfahren“ wurde dazu verwendet, um entsprechend der in Kapitel 5.4 beschriebenen Zielfunktion eine kavitationsfreie Mantel- und Nabengeometrie zu finden, die ein möglichst hohes Druckniveau in der Rotorebene liefert und dabei einen minimalen Widerstand aufweist. Nach Abschluß eines entsprechenden Optimierungslaufes wurde die ermittelte Mantel- und Nabengeometrie zusammen mit der auf den Mantel wirkenden Kraft  $F_{mnt}$  in einer erneuten “Vorooptimierung Potential-Verfahren“ verwendet, um eine weitere Optimierung der Rotor- und Statorgeometrie zu erzielen. Dabei wurde die Kraft  $F_{mnt}$  zu dem zu erreichenden Schub addiert, um insgesamt den Sollscherub  $T_{Soll}$  zu treffen. Der Wechsel zwischen den Teilen der Vorooptimierung geschah während der ersten Linearjetoptimierung zweimal, bis eine Geometrie gefunden wurde, die anschließend gebaut und experimentell untersucht wurde. Bei dieser Geometrie handelt es sich um die Iterationsnummer 101 des betreffenden Laufes. Daher wird diese Geometrie im Folgenden mit #101 bezeichnet. Die Geometrie wird durch die in Tabelle 6.2 aufgeführten geometrischen Randbedingungen am Ende dieses Kapitels beschrieben.

Die große Anzahl an Auswertungen kann dazu genutzt werden, Abhängigkeiten zwischen den Variationsparametern und hydrodynamischen Effekten zu erkennen. In Abbildung 6.27 ist die auf den Mantel wirkende Kraft  $F_{mnt}$  als dimensionslose Größe mit dem Sollscherub  $T_{Soll}$  über dem Einlauf- Auslaufverhältnis  $A_e/A_a$  blau dargestellt. Trotz der gewissen Streuung ist die steigende Tendenz bei steigendem  $A_e/A_a$  zu erkennen. Die Approximationsgrade entspricht der linearen Funktion der kleinsten Fehlerquadrate aller Geometrien. Außer einer Erhöhung der Kraft  $F_{mnt}$  ist auch die



schwarz gekennzeichnete Veränderung des mittleren Drucks  $AVPress$  in der Rotorebene gegenüber einem Referenzdruck dargestellt. Diese wurde ins Verhältnis zum Staudruck der ungestörten Anströmgeschwindigkeit  $PressStag$  gesetzt. Ihre Approximationsgrade der kleinsten Fehlerquadrate zeigt erst im oberen Variationsbereich des Parameters  $A_e/A_a$  positive Werte. Dennoch sind in der gesamten oberen Hälfte des Variationsbereiches Geometrien vertreten, die eine Erhöhung des Drucks in dieser Ebene gegenüber dem Referenzdruck aufweisen. Die grün dargestellten Werte des Zielwertanteils des Drucks auf den Mantel  $M_{p\_mnt}$  verdeutlichen das Kavitationsrisiko an dieser Komponente. Es wird deutlich, dass im unteren Drittel des Variationsbereiches von  $A_e/A_a$  ein Großteil der Geometrien kavitationsbehaftet sind. Da eine Unterschreitung des Dampfdruckkriteriums entsprechend der Funktion M.P in Abbildung 5.9 exponentiell mit der Differenz zum Dampfdruck bestraft wird, werden sehr hohe Zielwerte erreicht. Im mittleren Bereich treten generell keine Kavitationsprobleme am Mantel auf, und im oberen Bereich weist ein Teil der Geometrien eine Unterschreitung des Dampfdruckkriteriums und eine entsprechende Zielwerterhöhung auf.

Abbildung 6.28 stellt die auf den Mantel wirkende Kraft  $F_{mnt}$  und die Veränderung des mittleren Drucks  $AVPress$  in der Rotorebene über der Mantelaufweitung im Rotorbereich  $\Delta r(x05)$  dar, die im Verhältnis zur Länge des Mantels  $L_{mnt}$  dargestellt wird.  $F_{mnt}$  weist entsprechend der Approximationsfunktion eine Steigerung bei wachsender Mantelaufweitung auf. Es wird deutlich, dass im verwendeten Variationsbereich Kräfte von 20% des Schubes am Mantel auftreten. Andererseits ist die Streuung der Kräfte so groß, dass auch im oberen Bereich von  $\Delta r(x05)$  kraftfreie Mantelgeometrien ausgewertet wurden. Die Streuung der schwarz dargestellten Druckverhältnisse ist wesentlich größer. Die Approximationsfunktion  $AVPress/PressStag$  zeigt die Tendenz der Drucksteigerung durch die Mantelaufweitung  $\Delta r(x05)$ . In Abbildung 6.29 sind die oben genannten Größen über der Änderung der Steigung der Mantelsehne am Einlauf  $\Delta dr(x0)/dx$  dargestellt. Hier wurden beide Approximationsfunktionen in Form von Polynomfunktionen dritten Grades generiert. Die auf den Mantel wirkende Kraft  $F_{mnt}$  variiert wenig durch diese Variationsgröße, und die Streuung der Werte ist relativ groß. Die Veränderung des mittleren Drucks  $AVPress$  in der Rotorebene zeigt in der Approximationsfunktion ein Maximum, das auf eine tendenziell ideale Steigung  $\Delta dr(x0)/dx$  schließen läßt. Wegen der erheblichen Streuung der Werte ist dieser Bereich jedoch nur bedingt repräsentativ. Der Zielwertanteil des Drucks auf den Mantel zeigt in der unteren Hälfte des Variationsbereiches viele kavitationsbehaftete Geometrien mit entsprechend hohen Zielwerten. Oberhalb werden größtenteils kavitationsfreie Mantelgeometrien erzeugt. Aus diesem Grund wird der größte Teil der Auswertungen im oberen Bereich des Parameters  $\Delta dr(x0)/dx$  generiert.

### 6.5.2 Zweite Linearjetoptimierung

Die während der ersten Linearjetoptimierung veränderliche Mantellänge beeinflusst in erster Linie die Reibungsverluste an der Manteloberfläche. Die minimal nötige Mantellänge resultiert aus der Geometrie von Rotor und Stator am jeweils äußeren Flügelschnitt. Sie hängt von der dortigen Sehnenlänge, der Steigung und der Wölbung ab. Da diese Parameter während der Optimierung variiert wurden, erforderte der Variationsbereich der Mantellänge als Untergrenze ein bestimmtes Maß, das die axiale Ausdehnung von Rotor und Stator überschritt. Dieses Maß wurde durch einen Rotor und Stator gebildet, der jeweils die maximale Sehnenlänge bei maximaler Steigung und minimaler Wölbung aufwies. Die Summe der axialen Ausdehnung dieser Geometrien bildete mit dem konstanten Abstand zwischen Rotor und Stator sowie einem festen Abstand vor dem Rotor und hinter dem Stator die Untergrenze des Variationsbereiches der Mantellänge. Von hier aus erfolgte während der ersten Linearjetoptimierung eine variable Verlängerung des Mantels durch den Optimierungsalgorithmus.

Für die zweite Linearjetoptimierung wurde zur weitest möglichen Reduktion der Mantelreibung

eine Funktion zur automatischen Bestimmung der nötigen Mantellänge implementiert, die von den oben genannten Parametern an Rotor und Stator abhängt. Auf diese Weise konnten die Reibungsverluste am Mantel verringert werden und die Variationsparameter während der Vorooptimierung um den der Mantellänge  $L_{mnt}$  reduziert werden.

Zu Anfang dieser Optimierung wurde in der „Vorooptimierung Potentialverfahren“ eine Untersuchung zweier Einstellungsparameter des Optimierungsalgorithmus durchgeführt. Dabei wurden drei unterschiedliche Generationsgrößen  $\lambda$  mit drei Initialisierungswerten der Streuung  $\sigma$  kombiniert. Für die Werte  $\lambda = 1; 2; 3$  und  $\sigma = 0, 1; 0, 2; 0, 3$  ergab sich eine Matrix (3x3) von neun Kombinationen, die in je einem Optimierungslauf gestartet wurde. Auf diese Weise wurde ermittelt, welche Einstellungen zu einem guten Ergebnis führen und welche Auswertungsanzahl zur Ermittlung dieses Ergebnisses benötigt wird. In Abbildung 6.30 ist die Entwicklung des jeweils niedrigsten und damit besten Zielwertes während des mit „Vorooptimierung Potentialverfahren 3x3“ bezeichneten Optimierungslaufes der drei Werte  $\lambda$  bzw. „lam“ und  $\sigma$  bzw. „sig“ dargestellt. Dabei ist zu bemerken, dass es sich bei dieser Darstellung nicht um eine repräsentative Entwicklung handelt, da diese Untersuchung lediglich mit einer einzigen Initialisierung der Pseudozufallszahl (Randomseed) für die Mutation erfolgte. Als statistisch zuverlässig wird hingegen die Verwendung von mindestens fünf unterschiedlichen Randomseeds angenommen, die wegen des großen Rechnerbedarfs bei dieser Untersuchung nicht angewendet werden konnte. Außerdem ist zu beachten, dass bei Änderung der Parameteranzahl ein abweichender Verlauf der Optimierung zu erwarten ist. Daher können Erfahrungen aus der betrachteten Untersuchung mit der „Vorooptimierung Potentialverfahren“ nicht uneingeschränkt auf andere Teile des Optimierungsverfahrens übertragen werden.

Die Abbildung zeigt, dass die unterschiedlichen Einstellungen einen großen Einfluß auf die Entwicklung des jeweiligen Optimierungslaufes haben. Während der Lauf mit  $\lambda = 1$  und  $\sigma = 0, 1$  schon nach wenigen Auswertungen den besten Zielwert generierte, erzielte der Lauf mit  $\lambda = 2$  und  $\sigma = 0, 2$  und der Lauf mit  $\lambda = 3$  und  $\sigma = 0, 2$  annähernd über die gesamte Auswertungsanzahl eine Zielwertverbesserung. Vergleicht man die drei Generationsgrößen, so stellt man fest, dass mit abnehmendem  $\lambda$  das absolute Ergebnis verbessert wird. Bei Betrachtung der verschiedenen Initialisierungen erzielen die kleinen  $\sigma = 0, 1$  im Mittel einen guten Zielwert, der bereits in der ersten Hälfte des Optimierungslaufes erreicht wird. Mit zunehmendem  $\sigma$  werden insgesamt weniger gut angepaßte Geometrien mit höheren Zielwerten generiert.

Die Generationsgröße war bis zur Auswertung dieser Ergebnisse aufgrund von Untersuchungen mit ähnlichen Geometrien mit  $\lambda = 1$  verwendet worden und die Initialisierung der Streuung mit  $\sigma = 0, 1$ . Die oben dargestellte Untersuchung und mehrere Studien am Lehrstuhl für Systemanalyse des Fachbereichs Informatik an der Universität Dortmund zeigten, dass die Generationsgröße eine untergeordnete Rolle spielt, während die Initialisierung der Streuung den Verlauf der Optimierung entscheidend beeinflusst. Ausserdem ergeben sich auch durch die Verwendung mehrerer Randomseeds erhebliche Unterschiede, was die im Anschluss an die „Vorooptimierung Potentialverfahren 3x3“ dargestellten Läufe während dieser Linearjetoptimierung bestätigen. Dabei wurde die Generationsgröße auf  $\lambda = 2$  erhöht und eine Initialisierung der Streuung von  $\sigma = 0, 15$  verwendet. Zur weiteren Betrachtung der Ergebnisse der „Vorooptimierung Potentialverfahren 3x3“ sind in Abbildung 6.31 alle *Zielwerte*  $< -1,0$  über der Sehnenlänge am äußeren Rotorprofilschnitt  $rotchord(x1)$  dargestellt. Es fällt auf, dass die verwendeten Sehnenlängen bei  $\lambda = 1$  und  $\sigma = 0, 1$  auf einen kleinen Teil des Variationsbereiches konzentriert sind, während die Streuung bei Läufen mit  $\sigma = 0, 2$  wesentlich größer ist. Niedrige Zielwerte gut angepaßter Geometrien werden in sehr unterschiedlichen Bereichen der Sehnenlänge erzielt. Eine allgemeine Tendenz hinsichtlich der Abhängigkeit des Zielwertes von dem Parameter  $rotchord(x1)$  ist in der Abbildung nicht zu erkennen.

Abbildung 6.32 stellt exemplarisch die erreichten Zielwerte über der Rotorsteigung am mittle-

ren radialen Profilschnitt  $rotwfakt(x05)$  während der gleichen Optimierungsläufe dar. Die Rotorwölbungswerte am gleichen Profilschnitt  $rotkruemm(x05)$  sind in Abbildung 6.33 dargestellt. In beiden Verteilungen ist eine Tendenz zur Verringerung der Zielwerte im unteren Variationsbereich der geometrischen Größen und eine weniger starke Konzentration der einzelnen Läufe auf einen Bereich zu erkennen. Die besten Zielwerte weisen einen erheblichen Abstand zu den sonstigen Auswertungen auf.

Die Betrachtung der Statorgeometrien erfolgt anhand der Sehnenlänge am Übergang zur Nabe  $stachord(x0)$  und der Steigung am Übergang zum Mantel  $stawfakt(x1)$ . Abbildung 6.34 ist zu entnehmen, dass unabhängig von den Einstellungsparametern des Optimierungsalgorithmus höhere Werte  $stachord(x0)$  zu besseren Zielwerten führen. Wie in den bisher gezeigten statistischen Abbildungen dieses Laufes fällt auch hier der Abstand der jeweils niedrigsten Zielwerte von der Masse der Auswertungen auf. Das läßt darauf schließen, dass wegen der großen Anzahl an Variationsparametern zufällige Kombinationen der unterschiedlichsten Parameter zu erfolgreichen Geometrien führen. Die in Abbildung 6.35 dargestellten Zielwerte über der Statorsteigung zeigen eine Konzentration der einzelnen Optimierungsläufe auf unterschiedliche Steigungsbereiche, die keine Aussage über eine tendenzielle generelle Auswirkung dieses Wertes auf den Zielwert zulassen.

Aus der “Vorooptimierung Potentialverfahren“ wurde die beste Geometrie des Rotors ausgewählt, um ihre radiale Zirkulationsverteilung in der folgenden “Vorooptimierung RANSE-Verfahren“ im Propellermodell zu verwenden. Dieser Optimierungslauf fand mit fünf unterschiedlichen Randomseeds und ansonsten identischen Einstellungen und Randbedingungen auf jeweils einem Rechner statt. Dabei wurden sieben geometrische Variationsparameter durch den Optimierungsalgorithmus verändert. Die Variation der Mantelsehne erfolgte über das Einlauf- Auslaufverhältnis  $A_e/A_a$ , die Steigung am Ein- und Auslass  $dr(x0)/dx$  und  $dr(x1)/dx$  sowie über den Radius im Rotorbereich  $\Delta r(x05)$ . Die Funktion der Manteldicke wurde über den Radius am Einlauf und die maximale Dicke  $th(x05)$  verändert. Außerdem wurde der maximale Radius der Nabe  $rHubMax$  variiert. Der Verlauf des besten Zielwertes aller Randomseeds ist in Abbildung 6.36 über der Iteration dargestellt. Im Vergleich zu dem Verlauf des besten Zielwertes in der “Vorooptimierung Potentialverfahren“ in Abbildung 6.30 wurden durch die Verwendung der Optimierungsparameter  $\lambda = 2$  und  $\sigma = 0,15$  bei allen Randomseeds deutlich früher gute Zielwerte erreicht. Die Verwendung aller fünf Seeds führte zu ähnlichen Verläufen. Die besten Zielwerte nach 200 Iterationen waren bereits ähnlich klein wie die endgültig erreichten nach 1000 Iterationen. Den Verläufen ist zu entnehmen, daß bei allen Seeds ein Abbruch des Laufes nach 500 Iterationen zu einem ähnlichen oder gleichen Ergebnis geführt hätte. Eine generelle Beschränkung auf 500 Iterationen erscheint aber riskant, weil im Bereich zwischen 450 und 500 Iterationen deutliche Verringerungen des Zielwertes erreicht wurden.

Randomseed 3 erzielt gegenüber den restlichen Seeds zufällig eine deutliche Zielwertverringerung. Das zeigt, dass es sich zumindest bei den besten Werten der restlichen Läufe um lokale Optima handelt und die parallele Optimierung mit mehreren Seeds nötig ist. Bei Verwendung des Seeds 3 wurde eine weitere Verbesserung in dem 7-dimensionalen Suchraum erzielt. Mit steigender Anzahl der verwendeten Randomseeds wird die Wahrscheinlichkeit vergrößert, das globale Optimum zu treffen bzw. sich diesem weiter zu nähern.

Abbildung 6.37 zeigt große Unterschiede in der Streuung der verwendeten Einlaufradien an der Eintrittskante des Mantels, die den Verlauf der Dickenfunktion an dieser Stelle vorgeben. Eine Tendenz in Richtung eines Bereiches niedrigster Zielwerte ist bei dieser Optimierung mit einer homogenen Anströmgeschwindigkeit des Propulsors nicht zu erkennen. In einem inhomogenen Nachstromfeld oder bei Schräganströmung wäre hier mit einer Tendenz zur Verringerung der Zielwerte bei größeren Einlaufradien zu rechnen, die unter den genannten Umständen zur Reduktion von Ablösungen am Einlauf beitragen.

Abbildung 6.38 stellt den Verlauf des maximalen Wertes der dimensionslosen Dickenfunktion des Mantels dar. Diese Größe wird bei der Erzeugung der Mantelkontur orthogonal von der Mantelsehne zu jeder Seite abgesetzt. An der Verteilung der Geometrien aus den Optimierungsläufen mit verschiedenen Seeds ist ersichtlich, dass diese Größe keinen großen Einfluß auf den Zielwert hat. In jedem Lauf konzentrieren sich die verwendeten maximalen Dicken auf einen anderen Teil des Variationsbereiches. Dennoch ist eine leichte Tendenz zu Werten  $0,035 \leq th(x_{05}) \leq 0,045$  zu erkennen. Ähnlich erscheint der Verlauf der Variation der Steigung der Mantelsehne am Einlauf des Mantels gegenüber einem Referenzwert in Abbildung 6.39, wobei jedoch eine stärkere Abhängigkeit des Zielwertes festzustellen ist. Alle Optimierungsläufe konzentrieren diesen Wert auf den Bereich  $0,1 \leq deltadr(x_0)/dx \leq 0,2$  und erzielen dem gegenüber an den Grenzen des Variationsbereiches keine Zielwertverringerung. Aufgrund dieses Verlaufes wurden die Grenzen des Variationsparameters  $deltadr(x_0)/dx$  in anschließenden Optimierungsläufen verjüngt.

Der in Abbildung 6.40 dargestellte Verlauf des Zielwertes über dem Einlauf- Auslaufverhältnis von fünf Seeds weist eine klare Tendenz in Richtung seiner Obergrenze auf. Die Erweiterung der Obergrenze in einem anschließenden Optimierungslauf unter Verwendung von sechs Seeds bestätigte die Vermutung besser angepaßter Propulsorgeometrien mit niedrigeren Zielwerten in dem Bereich jenseits dieser Parametergrenze. Bei diesem Lauf wurde ein Teil der Seeds entsprechend dem vorherigen Lauf benutzt, während die restlichen Läufe durch neue Seeds initialisiert wurden. Der erweiterte Bereich des Einlauf- Auslaufverhältnisses wurde entsprechend Abbildung 6.41 lediglich von drei Läufen (Seed 1, 3 und 9) voll ausgenutzt. Seed 3 und 8 bedingen in beiden Läufen eine große Streuung des betrachteten Variationsparameters, während durch Seed 10 lediglich ein kleiner Teil des Variationsbereiches genutzt wurde. Unter Verwendung der erweiterten Obergrenze des Einlauf- Auslaufverhältnisses fällt auf, dass drei der sechs Seeds eine Konzentration auf einen Bereich des Parameters bewirken, der das Erreichen der minimalen Zielwerte nicht zuläßt. Diese Tatsache bestätigt erneut, dass das parallele Ausführen eines Optimierungslaufes unter Verwendung verschiedener Seeds deutlich zur Verbesserung der Propulsorgeometrien beiträgt.

Durch die Erweiterung der Obergrenze des Parameters  $A_e/A_a$  konnte gezeigt werden, dass ein größeres Einlauf- Auslaufverhältnis zu niedrigeren Zielwerten führen kann. Da diese Veränderung aber nicht zur Verringerung des niedrigsten Zielwertes beitrug, wurde die optimierte Mantel- und Nabengeometrie aus den ursprünglichen Optimierungsläufen bei der folgenden „Voro-Optimierung Potentialverfahren“ verwendet. In diesem Optimierungslauf wurden jeweils die gleichen Einstellungen mit fünf unterschiedlichen Seeds verwendet. Der Verlauf des jeweils besten Zielwertes ist in Abbildung 6.42 über der Iteration aufgeführt. Seed 1 zeigt eine Verringerung des Zielwertes bis etwa 400 Iterationen, erreicht aber insgesamt keinen kleinen Wert. Die Darstellung aller Variationsparameter bei Verwendung dieses Seeds weist diffuse Verteilungen auf. Die übrigen Seeds bewirkten das Erreichen besser angepasster Geometrien. Der Verlauf der besten Zielwerte dieses Optimierungslaufes mit fünfzehn Variationsparametern weist zwischen den verschiedenen Seeds eine größere Streuung auf als der in Abbildung 6.36 gezeigte Verlauf mit nur sieben Variationsparametern. Folglich ist mit zunehmender Anzahl an Variationsparametern die Anwendung einer größeren Zahl von Seeds zu empfehlen.

Abbildung 6.43 zeigt die Verteilung der verwendeten Rotorsehnenlängen auf halbem Radius. Sie erscheint diffus, und außer bei Seed 10 ist keine Konzentration der Werte auf einen Bereich zu erkennen. Diese Größe zeigt vermutlich einen relativ geringen Einfluß auf den Zielwert, weil ihre Variation hinsichtlich Schub und Drehmoment redundant zur Wölbung *rotkrueem* und Steigung *rotwfakt* ist, die eine ähnliche Verteilung aufweisen. Bei dem gleichen Variationsparameter an der Position  $x_1$  hingegen in Abbildung 6.44 ist eine klare Tendenz zur Verringerung des Zielwertes bei größeren Sehnenlängen zu sehen. Das ist auf eine Verringerung des Kavitationsrisikos zurückzuführen. Diese Tendenz konnte in der vorherigen „Voro-Optimierung Potentialverfahren“ in Abbildung 6.31 bei Verwendung nur eines Seeds jedoch nicht erkannt werden.

Die Parametergrenzen der Wölbung des Rotors auf halbem Radius wurden aufgrund der Verteilung in Abbildung 6.33 in einen Bereich  $0,15 \leq \text{rotkruemm}(x05) \leq 0,55$  verschoben. Daraus ergab sich die in Abbildung 6.45 dargestellte Verteilung, die aussagt, dass die Verschiebung der Grenzen sinnvoll war, um besser angepaßte Geometrien mit geringeren Zielwerten zu erreichen. In diesem Lauf ist keine Konzentration in Richtung einer Variationsgrenze festzustellen, und die neuen Grenzen erscheinen zweckmäßig. Wie bei der Betrachtung der Sehnenlängen auf diesem Radius in Abbildung 6.43 werden bei Verwendung verschiedener Seeds auch hier kleine Zielwerte in jeweils unterschiedlichen Bereichen gefunden.

Die Verschiebung des Bereiches der Sehnenlänge des Stators am Übergang zur Nabe aufgrund der in Abbildung 6.34 dargestellten Werte auf  $0,21 \leq \text{stachord}(x0) \leq 0,29$  hat laut Abbildung 6.46 nicht zu einer Verringerung des Zielwertes beigetragen. Der Bereich oberhalb von  $\text{stachord}(x0) = 0,26$  läßt einen Anstieg des minimal erreichbaren Zielwertes vermuten. Dieser ist mit dem Anstieg der Reibungsverluste zu begründen, während eine vollständige Entdrallung auch ohne eine weitere Verlängerung der Statorsehne zu erreichen ist. Die Darstellung des gleichen Variationsparameters auf halbem Radius in Abbildung 6.47 zeigt, dass diese Größe wenig Einfluß auf den Zielwert hat. Jeder einzelne Seed bewirkt eine Konzentration auf einen unterschiedlichen Teil des Variationsbereiches. Der minimal erreichbare Zielwert wird jeweils von anderen Variationsparametern beeinflusst.

Nach diesem Optimierungslauf konnten durch anschließende Vorooptimierungen keine weiteren Verbesserungen erzielt werden. Daher wurde die Rotor- und Statorgeometrie aus der letzten „Vorooptimierung Potentialverfahren“ unter Verwendung des Seeds 9 und die Mantel- und Nabengeometrie aus der letzten „Vorooptimierung RANSE-Verfahren“ unter Verwendung des Seeds 3 zur Bestimmung der geometrischen Grenzen für die „Feinoptimierung“ verwendet. Da sich gezeigt hatte, dass die Variation der Mantelsehnensteigung am Auslauf  $dr(x1)/dx$  einen sehr geringen Einfluß auf den Zielwert hat, wurde dieser Parameter als konstanter Wert übernommen. Die Größe der Variationsbereiche wurde gegenüber der Vorooptimierung auf etwa ein Drittel reduziert.

Die Summe der insgesamt einundzwanzig Variationsparameter bildet ein sehr komplexes Problem für den Optimierungsalgorithmus, das die volle bisher verwendete Iterationsanzahl erfordert. Durch die gleichzeitige Variation aller geometrischer Parameter ist es möglich, das tatsächliche globale Optimum im gesamten Suchraum zu finden. Durch die Kombination unterschiedlichster Variationen ergeben sich aber auch derartige Veränderungen an der Propulsorgeometrie, dass teilweise eine Anpassung der Vernetzungsverfahren erforderlich wird. Aufgrund der zeitweiligen Notwendigkeit des interaktiven Eingreifens und wegen der relativ langen Rechendauer der Simulationen (RANS-FrozRot) dauert ein Optimierungslauf der „Feinoptimierung“ insgesamt mehrere Wochen. Zur Beschleunigung des Prozesses wurden während der „Feinoptimierung“ gezielt einige Parameter ausgewählt und gesondert optimiert. Auf diese Weise konnte gegenüber der Linearjetgeometrie #101 im Betriebspunkt eine Verbesserung des Wirkungsgrades  $\eta$  um 2% an einem weitestgehend kavitationsfreien Propulsor erzielt werden. Dieser Linearjet erfüllt die vorgegebenen Erfordernisse hinsichtlich des Gesamtschubes  $T_{ges}$  nahezu kavitationsfrei und wird mit #522 bezeichnet. Die stets auftretenden Kavitationsbereiche befinden sich im Spalt zwischen Rotor und Mantel. Die ermittelten Parameter des Linearjets #522 sind in Tabelle 6.2 denen von #101 gegenübergestellt.

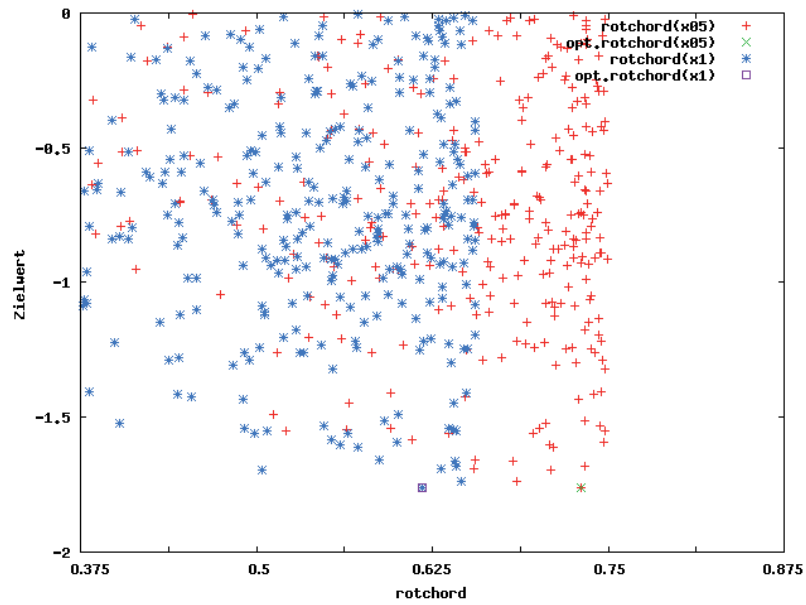


Abbildung 6.24: Verlauf der Sehnenlänge des Rotors in der ersten “Voroptimierung Potentialverfahren“

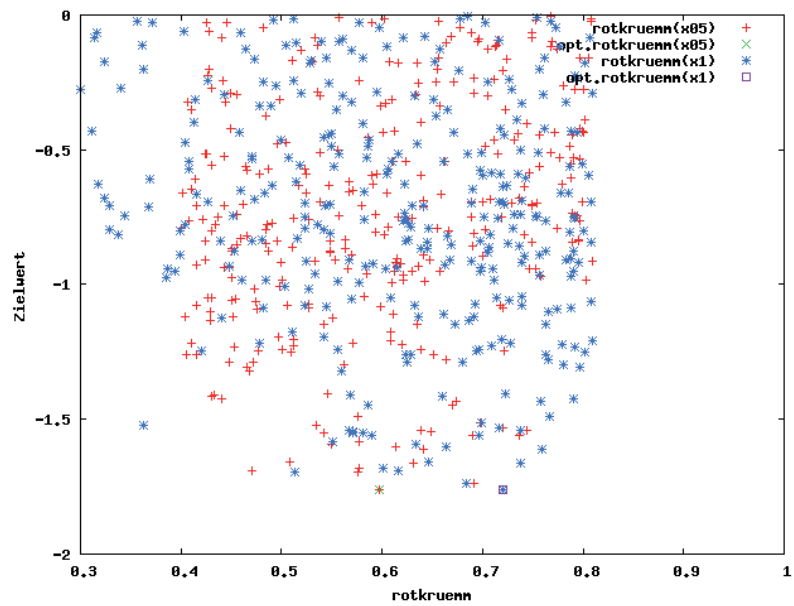


Abbildung 6.25: Verlauf der Wölbung des Rotors in der ersten “Voroptimierung Potentialverfahren“



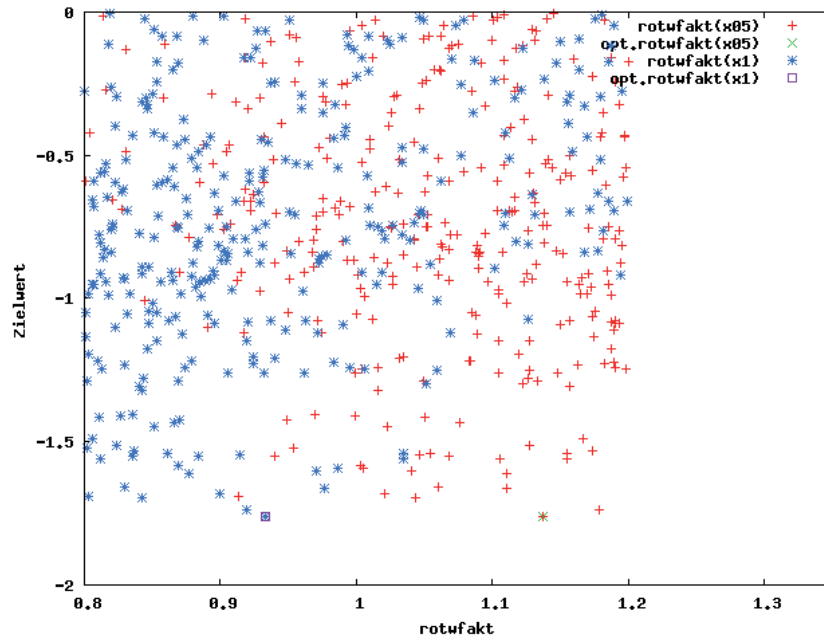


Abbildung 6.26: Verlauf der Steigung des Rotors in der ersten "Voro-optimierung Potentialverfahren"

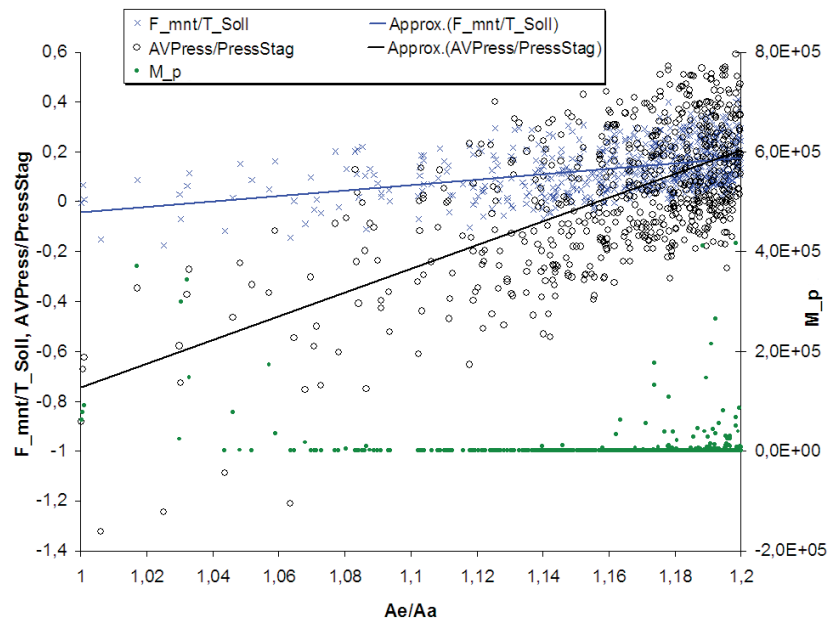


Abbildung 6.27: Kraft auf den Mantel, Druck in der Rotorebene und Zielwertanteil des Drucks auf den Mantel über dem Einlauf- Auslaufverhältnis



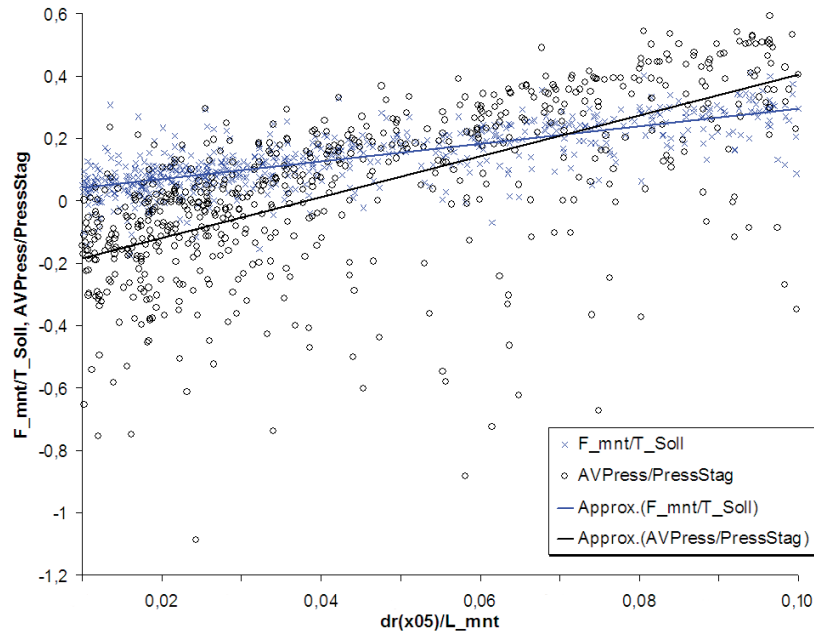


Abbildung 6.28: Kraft auf den Mantel und Druck in der Rotorebene über der Mantelaufweitung

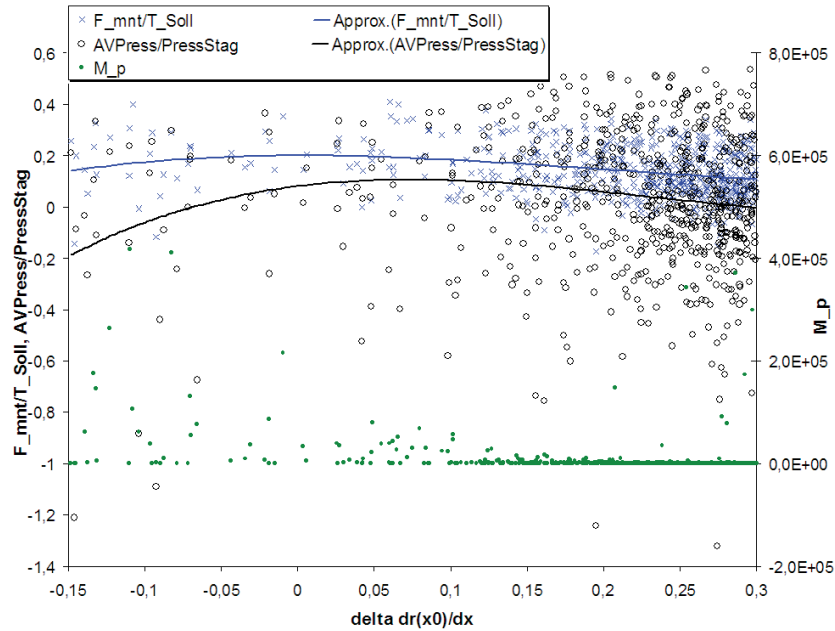


Abbildung 6.29: Kraft auf den Mantel, Druck in der Rotorebene und Zielwertanteil des Drucks auf den Mantel über der Sehnensteigung an der Eintrittskante

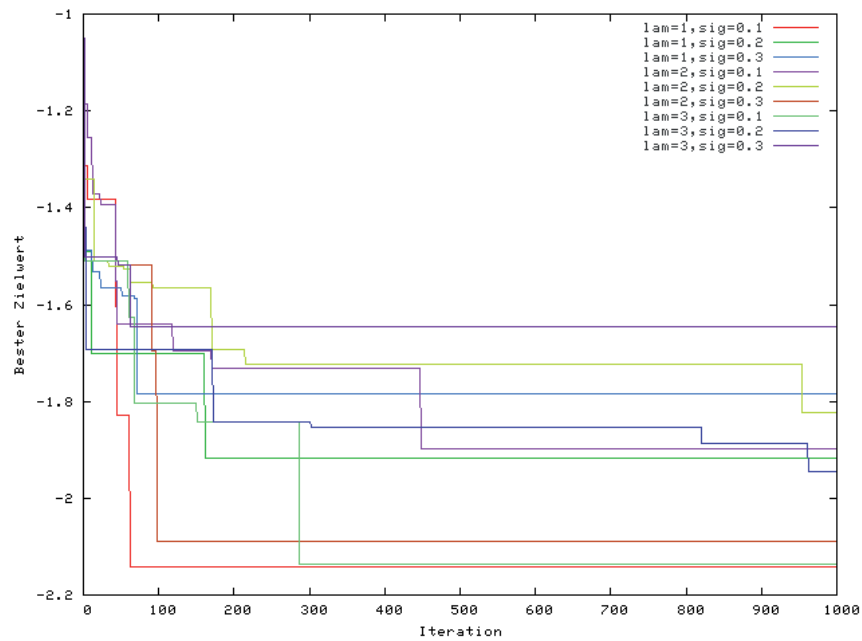


Abbildung 6.30: Verlauf des besten Zielwertes in der “Vorooptimierung Potentialverfahren 3x3“

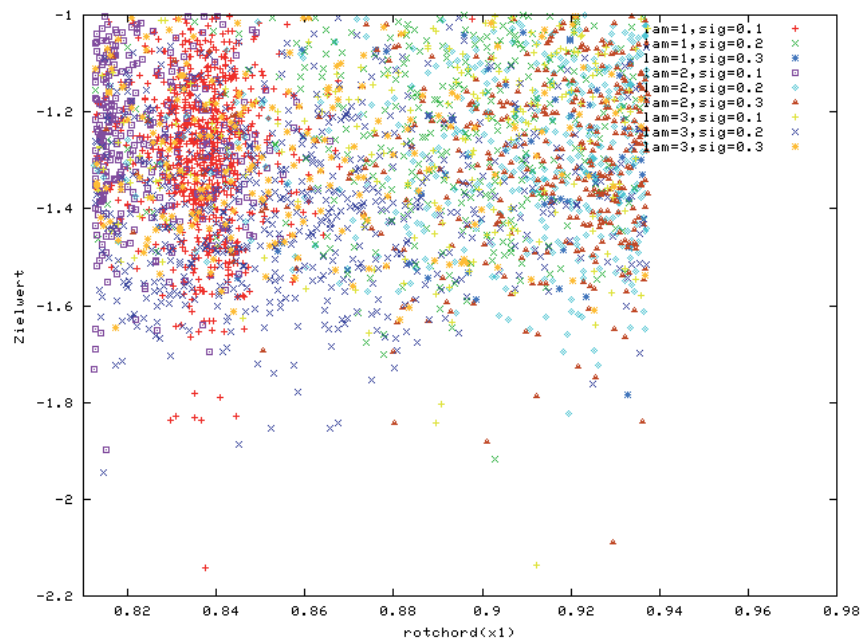


Abbildung 6.31: Verlauf der Sehnenlänge des Rotors bei x1 in der “Vorooptimierung Potentialverfahren 3x3“

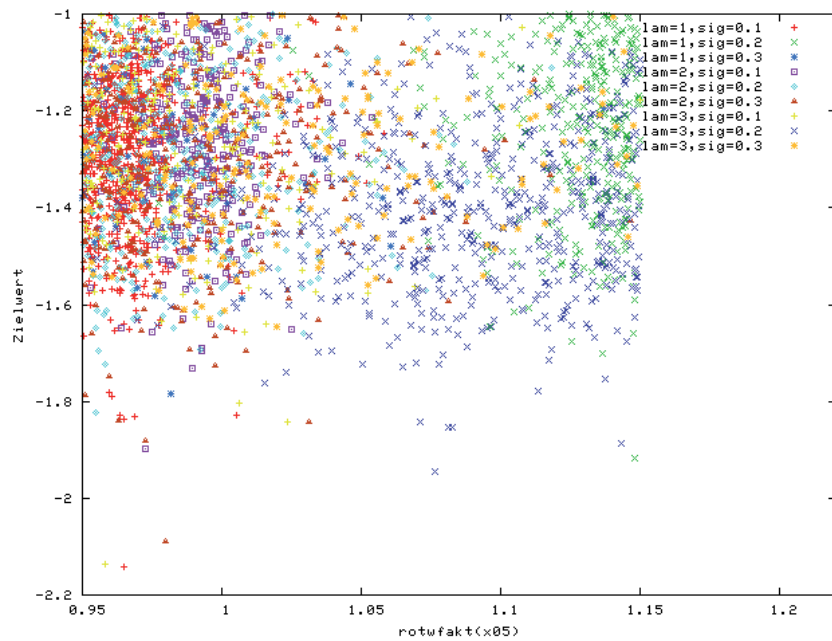


Abbildung 6.32: Verlauf der Steigung des Rotors bei x05 in der “Vorooptimierung Potentialverfahren 3x3“

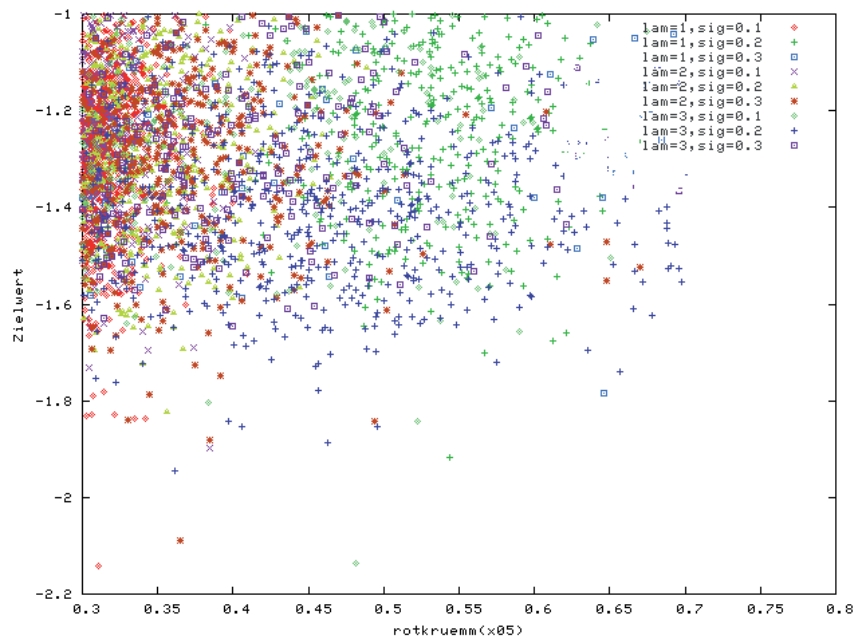


Abbildung 6.33: Verlauf der Wölbung des Rotors bei x05 in der “Vorooptimierung Potentialverfahren 3x3“

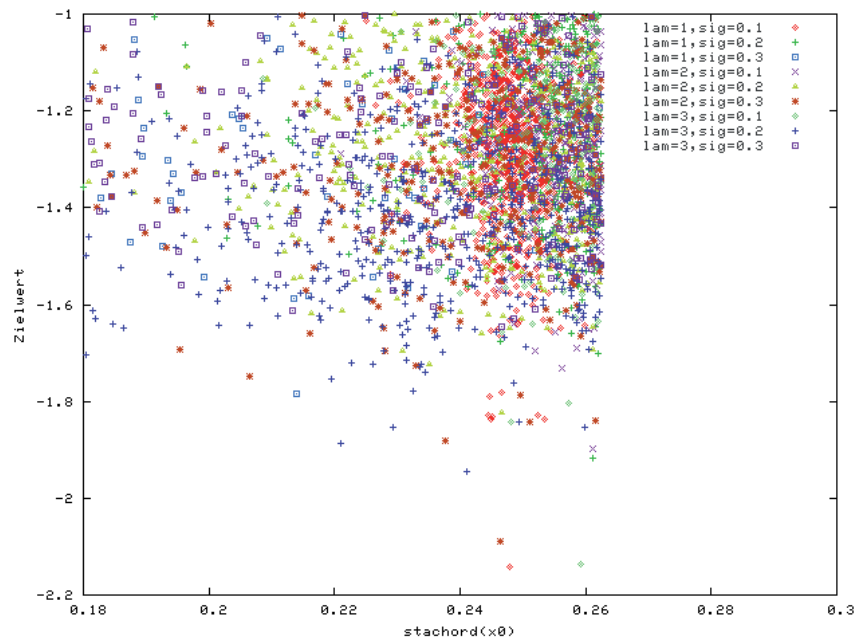


Abbildung 6.34: Verlauf der Sehnenlänge des Stators bei  $x_0$  in der "Voro Optimierung Potentialverfahren  $3 \times 3$ "

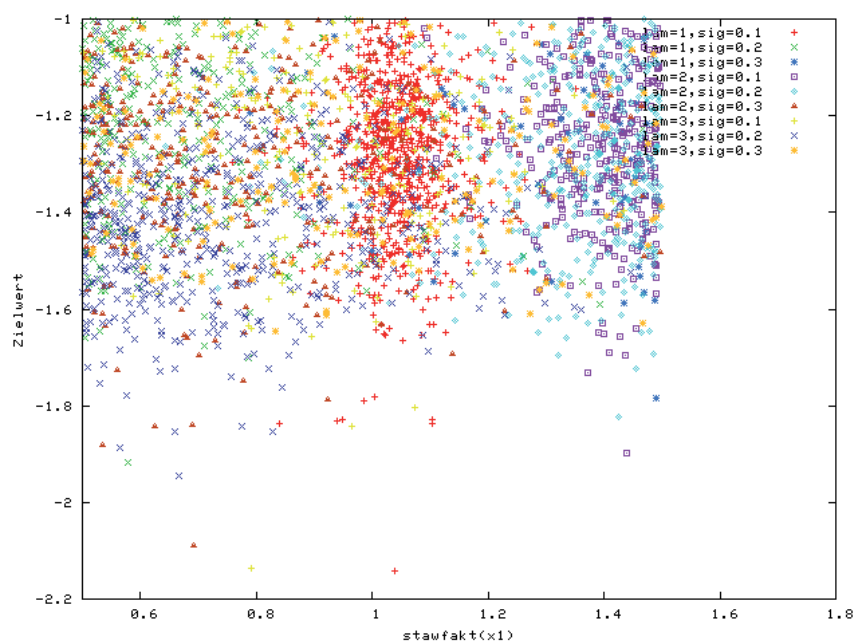


Abbildung 6.35: Verlauf der Wölbung des Stators bei  $x_1$  in der "Voro Optimierung Potentialverfahren  $3 \times 3$ "

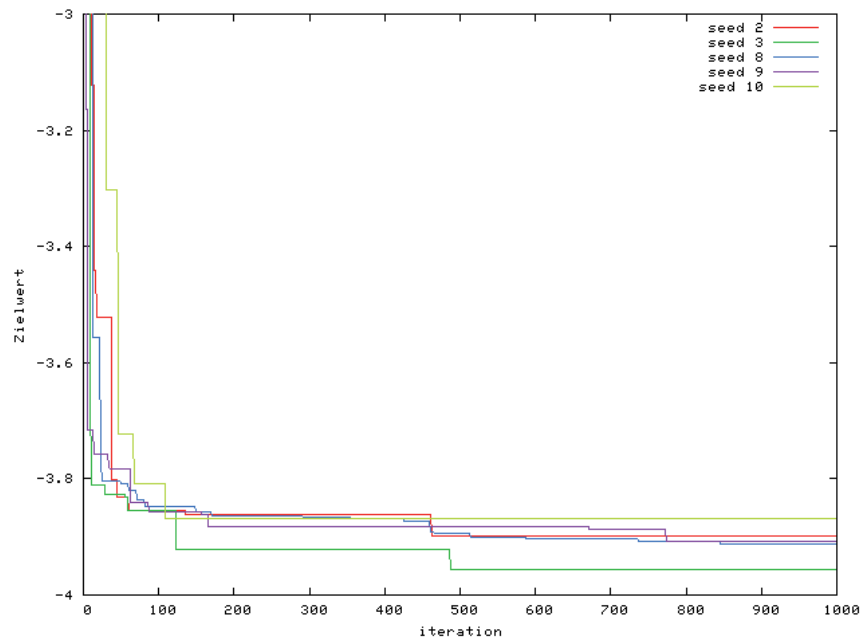


Abbildung 6.36: Verlauf des besten Zielwertes in der “Voroptimierung RANSE-Verfahren“

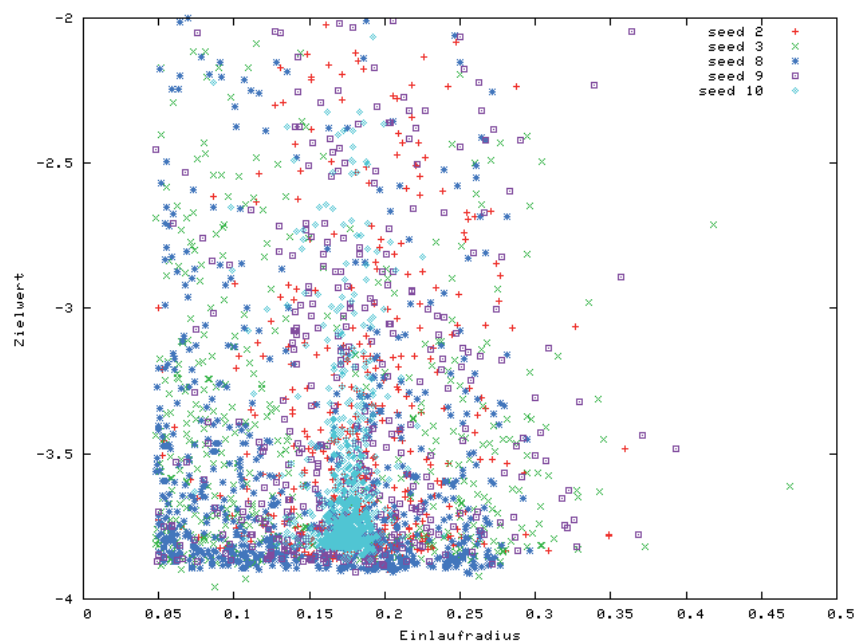


Abbildung 6.37: Verlauf des Einlaufradius des Mantels in der “Voroptimierung RANSE-Verfahren“

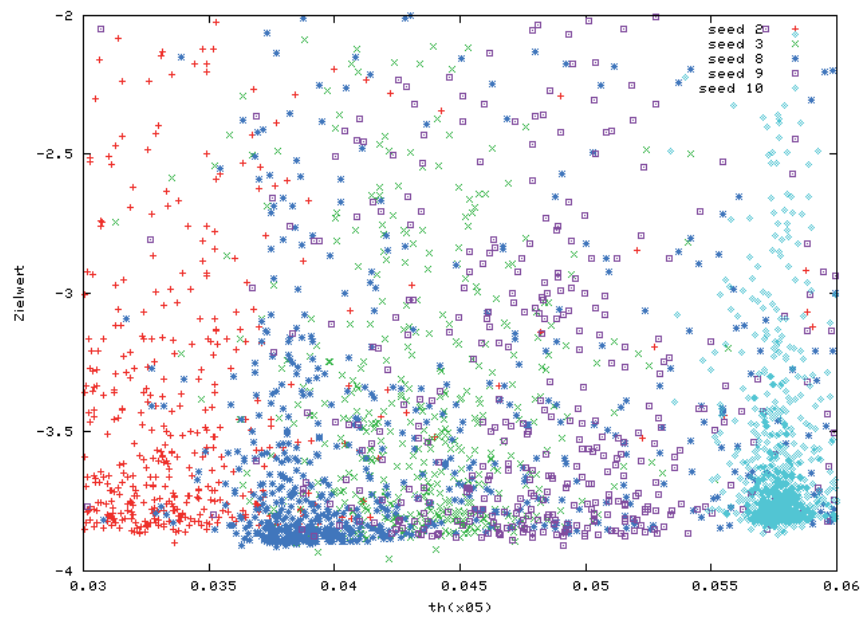


Abbildung 6.38: Verlauf der maximalen Manteldicke in der “Voroptimierung RANSE-Verfahren“

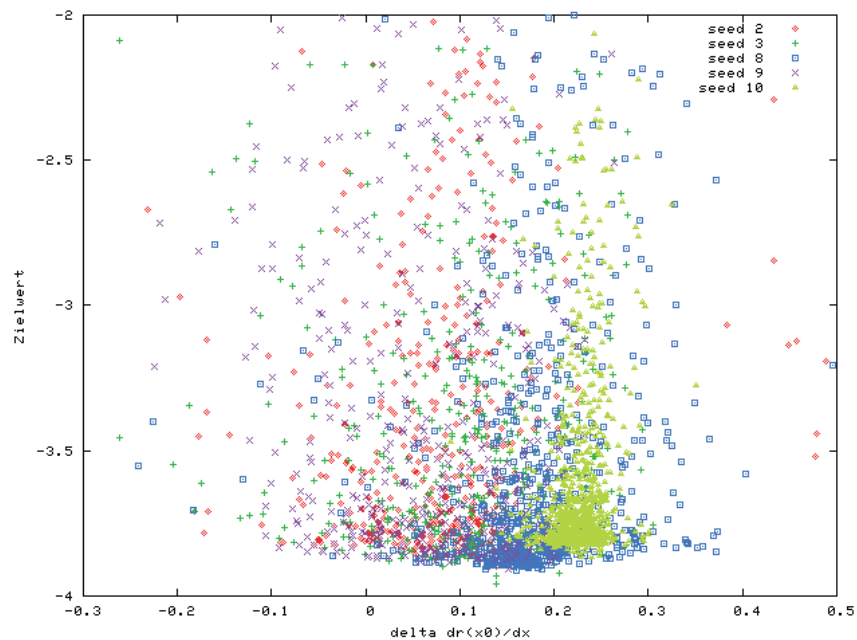
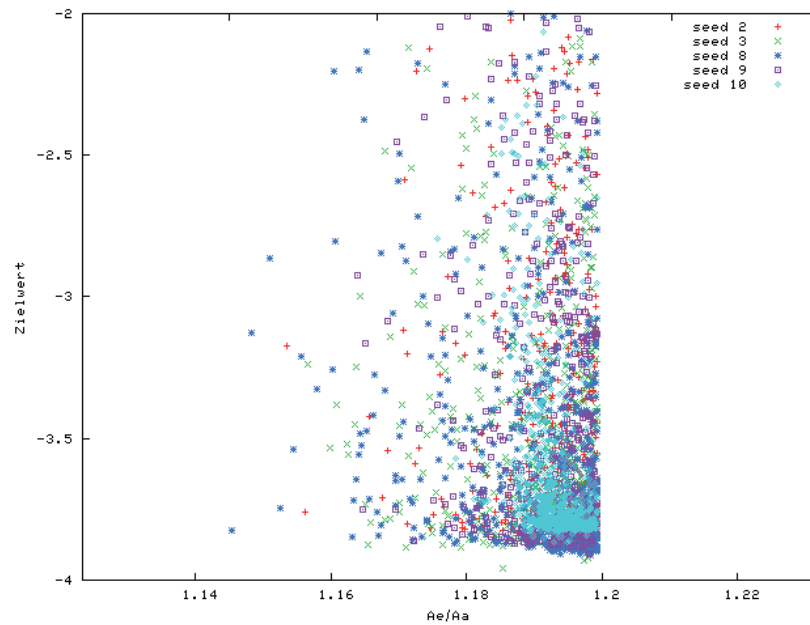
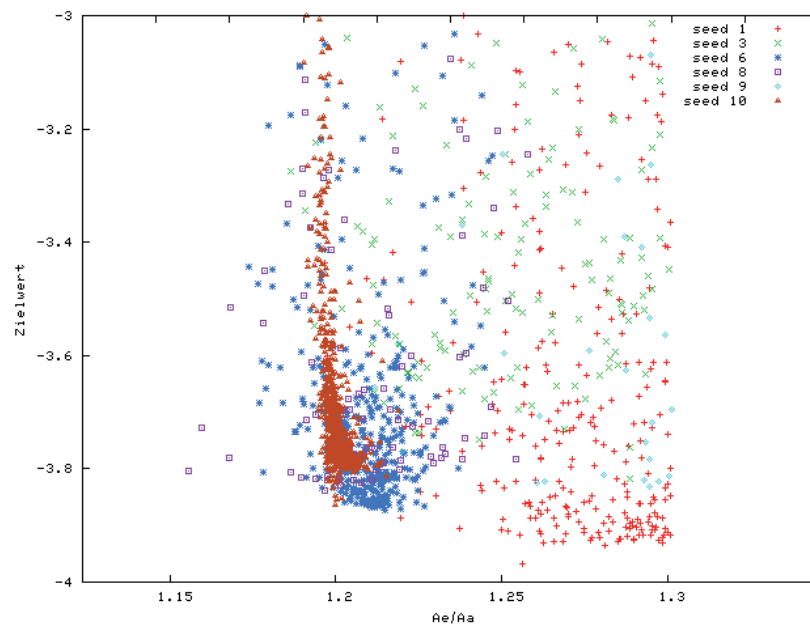


Abbildung 6.39: Verlauf der Steigung der Mantelsehne am Einlauf in der “Voroptimierung RANSE-Verfahren“



**Abbildung 6.40:** Verlauf des Einlauf- Auslaufverhältnisses in der “Voro-optimierung RANSE-Verfahren“



**Abbildung 6.41:** Verlauf des Einlauf- Auslaufverhältnisses in einer anschließenden “Voro-optimierung RANSE-Verfahren“



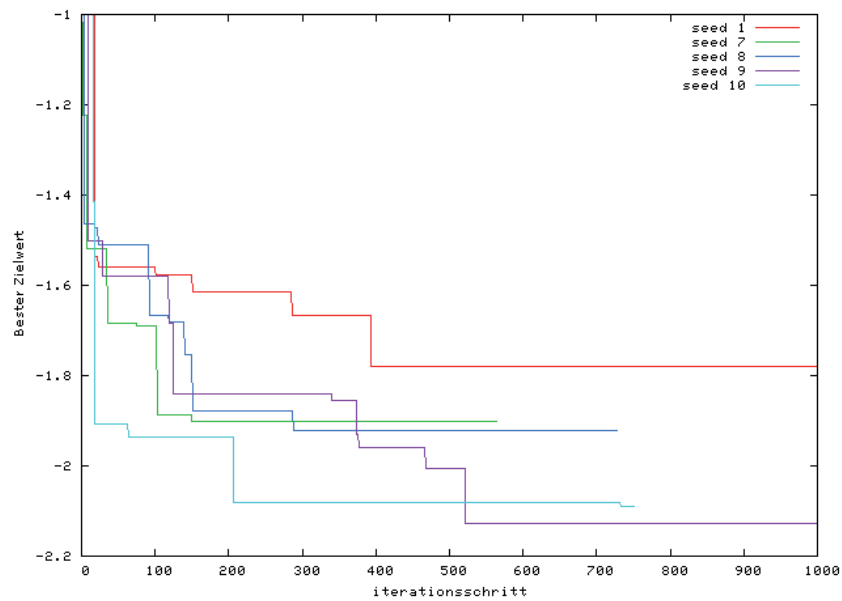


Abbildung 6.42: Verlauf des besten Zielwertes in der “Vorooptimierung Potentialverfahren“

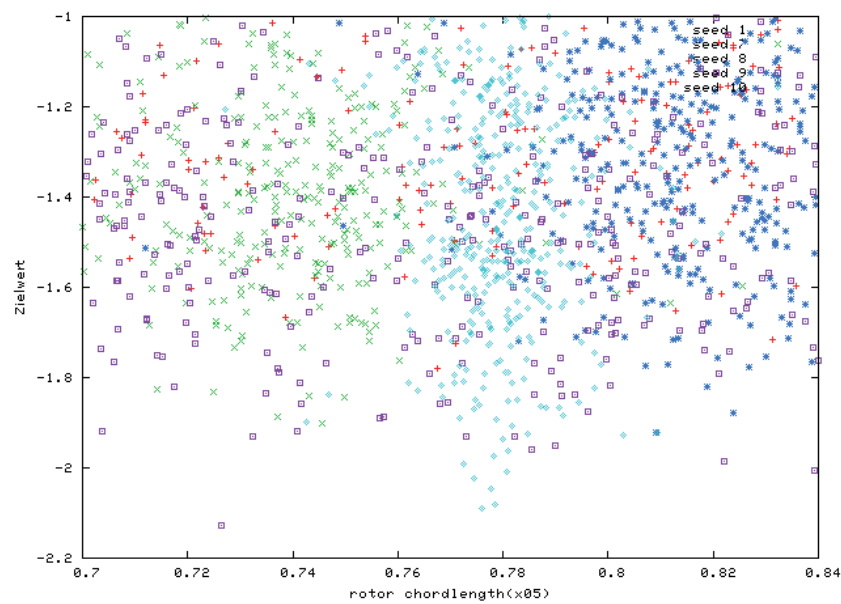


Abbildung 6.43: Verlauf der Sehnenlänge des Rotors bei x05 in der “Vorooptimierung Potentialverfahren“

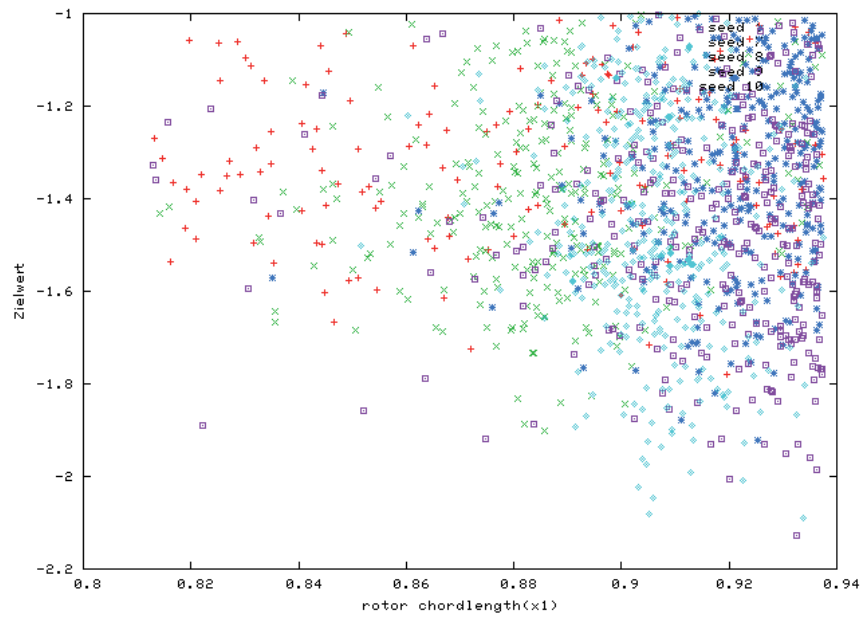


Abbildung 6.44: Verlauf der Sehnenlänge des Rotors bei x1 in der "Vorooptimierung Potentialverfahren"

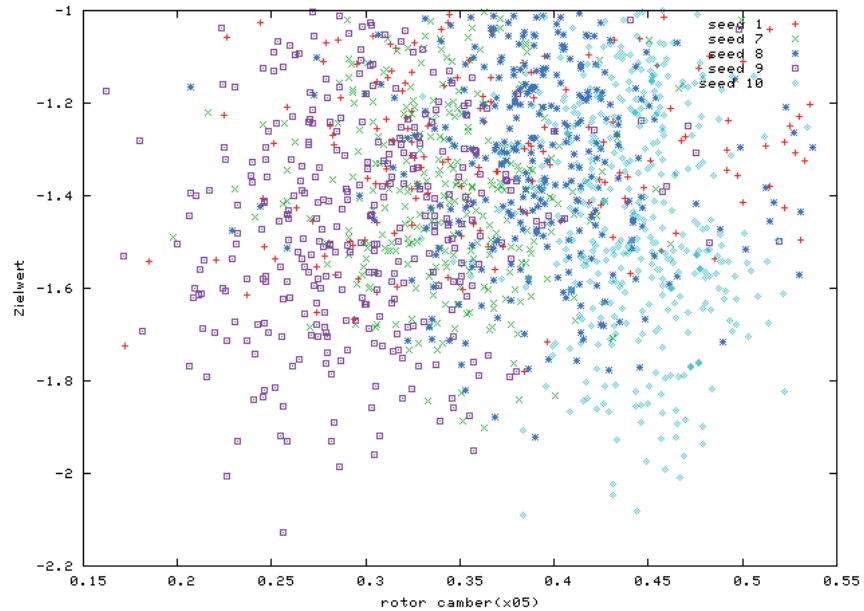


Abbildung 6.45: Verlauf der Wölbung des Rotors bei x05 in der "Vorooptimierung Potentialverfahren"

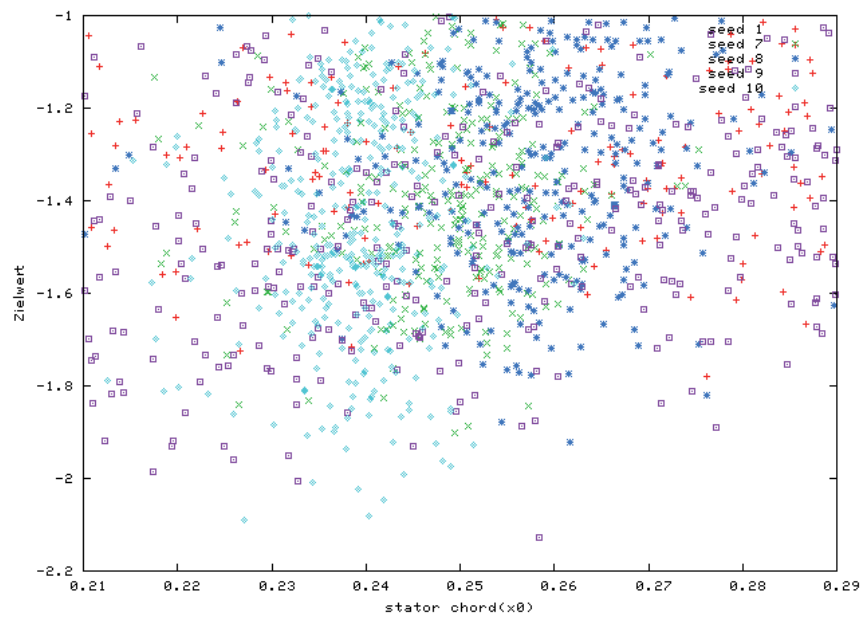


Abbildung 6.46: Verlauf der Sehnenlänge des Stators bei  $x_0$  in der “Voroptimierung Potentialverfahren“

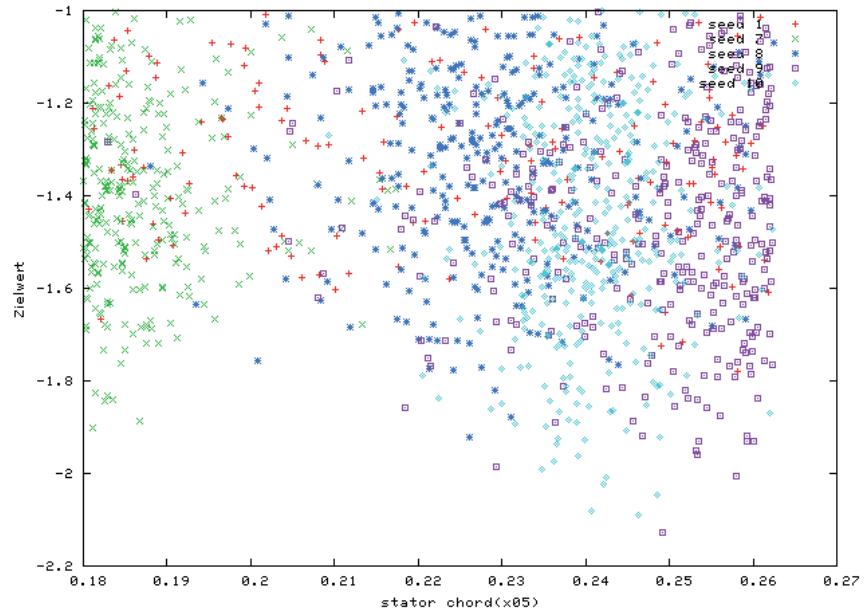


Abbildung 6.47: Verlauf der Wölbung des Stators bei  $x_{05}$  in der “Voroptimierung Potentialverfahren“

Funktion	Mantelwölbung		#101	#522
Parameter 0	$\Delta dr(x0)/dx$	[-]	0,2894	0,1387
Parameter 1	$A_e/A_a$	[-]	1,1683	1,1849
Parameter 2	$\Delta dr(x1)/dx$	[-]	0,0000	0,0609
Parameter 3	$dr(x05)/L_{mnt}$	[-]	0,0344	0,0329
Funktion	Manteldicke	[-]		
Parameter 0	$ddth(x0)/dx$	[-]	0,1264	0,0871
Parameter 1	$th(x05)/L_{mnt}$	[-]	0,0513	0,0422
Parameter 2	$dth(x05)/dx$	[-]	0,0000	0,0000
Parameter 3	$dth(x1)/dx$	[-]	-0,0480	-0,0480
Parameter 4	$th(x1)$	[-]	0,0000	0,0000
Funktion	Sehnenlänge Rotor			
Parameter 0	$chord_{rot}/rRotor(x0)$	[-]	0,688	0,616
Parameter 1	$chord_{rot}/rRotor(x05)$	[-]	0,784	0,726
Parameter 2	$chord_{rot}/rRotor(x1)$	[-]	0,879	0,973
Funktion	Wölbung Rotor			
Parameter 0	$wmax_{rot}(x0)$	[-]	0,304	0,275
Parameter 1	$wmax_{rot}(x05)$	[-]	0,506	0,256
Parameter 2	$wmax_{rot}(x1)$	[-]	0,424	0,384
Funktion	Steigung Rotor			
Parameter 0	$wsf_{rot}(x0)$	[-]	0,736	0,828
Parameter 1	$wsf_{rot}(x05)$	[-]	1,064	0,916
Parameter 2	$wsf_{rot}(x1)$	[-]	1,062	0,989
Funktion	Sehnenlänge Stator			
Parameter 0	$chord_{sta}/rRotor(x0)$	[-]	0,263	0,258
Parameter 1	$chord_{sta}/rRotor(x05)$	[-]	0,263	0,249
Parameter 2	$chord_{sta}/rRotor(x1)$	[-]	0,263	0,255
Funktion	Steigung Stator			
Parameter 0	$wsf_{sta}(x0)$	[-]	4,400	2,234
Parameter 1	$wsf_{sta}(x05)$	[-]	0,940	1,261
Parameter 2	$wsf_{sta}(x1)$	[-]	0,910	1,043
Funktion	Globale Parameter			
Parameter 0	$rRotor$	[m]	1,600	1,600
Parameter 1	$rNabMax/rRotor$	[-]	0,220	0,272
Parameter 2	$L_{mnt}/rRotor$	[-]	1,022	1,017
Parameter 3	$L_{nab}/rRotor$	[-]	1,022	1,017

**Tabelle 6.2:** Parameter der Geometrien #101 und #522

## 7 Experimentelle Untersuchungen

Die Linearjetgeometrie #101 wurde im Modellmaßstab gefertigt und von der Schiffbau-Versuchsanstalt Potsdam GmbH unter der Bezeichnung „Linearjet LV4“ untersucht. An dem Modell wurden Freifahrt- und Kavitationsversuche, sowie Geschwindigkeitsmessungen durchgeführt.

### 7.1 Modellbeschreibung

Die Konstruktion des Modells des Linearjets erfolgte weitestgehend entsprechend der optimierten Geometrie #101. Die Geometrien des rotationssymmetrischen Mantels und der Nabe wurden anhand je einer Schnittkontur erstellt. Die Beschreibung eines Rotor- und Statorflügels erfolgte durch jeweils fünf Radienschnitte. Zur Übertragung des Drehmoments in der Versuchseinrichtung wurde ein vergrößerter Wellendurchmesser verwendet, der bis zum Schnitt mit der vorgegebenen Nabekontur geführt wurde. Rotor und Stator wurden durch die AIR GmbH in Hohen-Luckow gefertigt. Aus Festigkeitsgründen wurde das Mantelprofil im hinteren Bereich nach aussen aufgedickt und die Abstromkante mit einer Dicke versehen. Die Fertigung des Mantels und die Montage des Systems erfolgte in der SVA-Potsdam. Abbildung 7.1 zeigt die Zeichnung des Propulsors. Tabelle 7.1 stellt einige Hauptparameter des Propulsors in Relation zum Bezugsdurchmesser des Modells  $D_M$  dar. Abbildung 7.2 stellt den an der Waage hängenden Propulsor in der Schlepprinne dar. Abbildung 7.3 zeigt ein Foto der Saugseite der Rotorflügel im Kavitationstunnel. In Abbildung 7.4 ist die Abstromkante des Mantels und der Stator zu sehen.

Eintrittsdurchmesser Verhältnis	$D_E/D_M$	1,067	[-]
Austrittsdurchmesser Verhältnis	$D_A/D_M$	0,916	[-]
Längenverhältnis	$L_D/D_M$	0,482	[-]
Nabendurchmesser Verhältnis	$d_h/D_M$	0,2167	[-]
Austritts-/Eintrittsdurchmesser	$D_A/D_E$	0,8583	[-]

**Tabelle 7.1:** Hauptparameter LV4

Der Maßstab des Modells LV4 beträgt  $\lambda = 14,173913$ . Der Rotor wurde mit „LV4-R001“ bezeichnet und aus Messing gefertigt. Der Durchmesser des Rotors ist über die Flügelsehnenlänge variabel (239,5mm vorn bis 219,8mm hinten). Für die Berechnung der Beiwerte wurde der in Tabelle 7.2 aufgeführte Bezugsdurchmesser festgelegt.

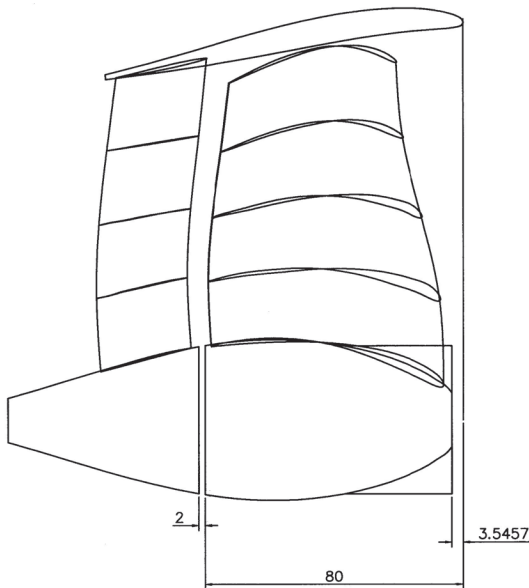


Abbildung 7.1: Zeichnung des Linearjets LV4



Abbildung 7.2: Linearjet LV4 in der Schlepprinne

Durchmesser Modell	$D_M$	0,230	[m]
Sehnenlänge	$c_{0,7}/D_M$	0,3696	[-]
Anzahl Flügel	$Z$	5	[-]
Nabendurchmesser	$d_h/D_M$	0,2167	[-]
Nabenlänge	$l_h/D_M$	0,3326	[-]

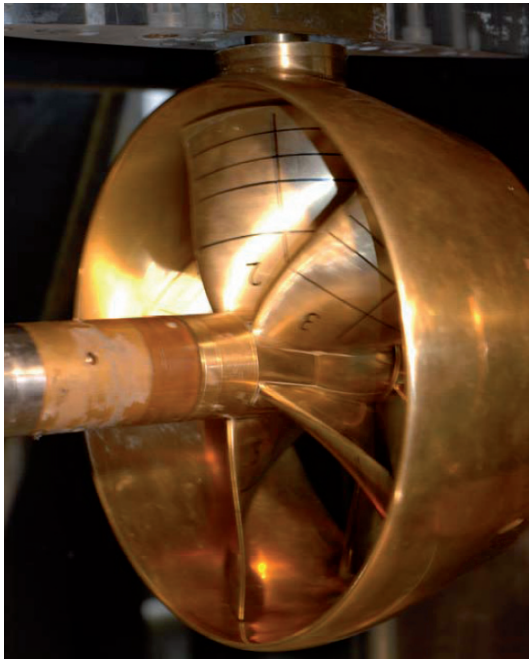
Tabelle 7.2: Rotor

Die Daten des Stators sind in Tabelle 7.3 aufgeführt. Er wurde mit „LV4-S001“ bezeichnet und ebenfalls aus Messing gefertigt.

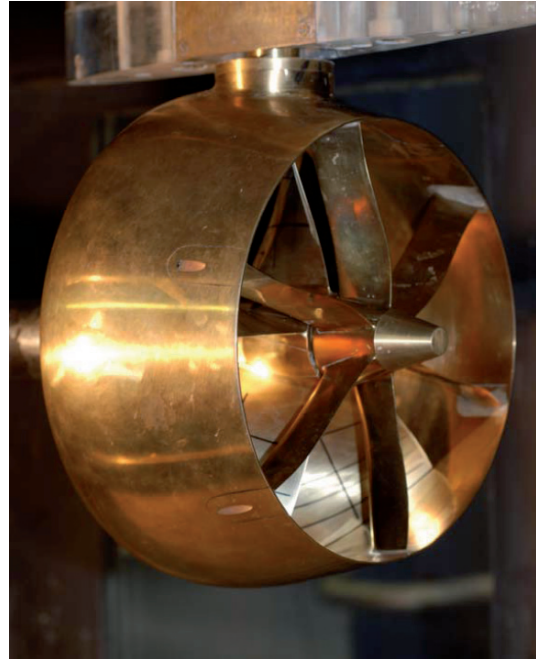
Anzahl Flügel	$Z$	6	[-]
min.Nabendurchmesser	$d_{hmax}/D_M$	0,1913	[-]
max.Nabendurchmesser	$d_{hmin}/D_M$	0,0609	[-]
Nabenlänge	$l_h/D_M$	0,2435	[-]

Tabelle 7.3: Stator

Auch der Mantel wurde aus Messing gefertigt, um bei geringen Wandstärken die notwendige Festigkeit zur Aufnahme des Stators an der Waage zu erreichen. Der Mantel wurde mit „LV4-D001“ bezeichnet. Die entsprechenden Daten sind in Tabelle 7.4 enthalten.



**Abbildung 7.3:** Einlaufbereich des Linearjets LV4 im Kavitationstunnel



**Abbildung 7.4:** Austrittsbereich des Linearjets LV4 im Kavitationstunnel

Länge	$L_{mnt}/D_M$	0,4819	[-]
max.Aussendurchmesser	$D_{max}/D_M$	1,1032	[-]
max.Innendurchmesser	$D_{Imax}/D_M$	1,0434	[-]
Eintrittsdurchmesser	$D_E/D_M$	1,0674	[-]
Austrittsdurchmesser	$D_A/D_M$	0,9162	[-]

**Tabelle 7.4:** Mantel

## 7.2 Versuchsaufbau

### 7.2.1 Versuche in der Schlepprinne

In der Schlepprinne der SVA-Potsdam wurde zur Bestimmung des Betriebszustandes neben der Drehzahl und dem Drehmoment des Rotors der Schub des gesamten Propulsors gemessen. Dabei erfolgte eine Trennung der Komponenten Rotor und des Systems Mantel mit Stator, deren Schub gesondert gemessen werden konnte. Die Nabe wurde zwischen dem rotierenden und dem stehenden Teil berührungsfrei getrennt. Die Messung des Schubes, des Drehmoments und der Drehzahl des Rotors erfolgte mit dem Dynamometer H39. Die Messung des Schubes des Systems Mantel mit Stator wurde durch die Waage R35X realisiert. In der Schlepprinne wurde das Dynamometer H39 mit der Welle vor dem Linearjet angeordnet. Ein Foto des Versuchsaufbaus in der Schlepprinne ist in Abbildung 7.5 dargestellt.





**Abbildung 7.5:** Versuchsaufbau in der Schlepprinne

Der Mantel des Linearjets war mit der Mantelhalterung fest verbunden. Die Mantelhalterung wurde an der 1-Komponentenwaage R35X befestigt. Die Waage wurde in die speziell für diese Versuche gefertigte „Schaftverkleidung“ integriert, um den Hebelarm zu minimieren. Die Waage war während der Versuche somit getaucht.

Die technischen Daten des Dynamometers und der Waage sind in den folgenden Tabellen aufgeführt:

Hersteller	Kempf & Remmers GmbH Hamburg		
Messbereich	Schub	1000	[N]
	Moment	50	[Nm]
	Drehzahl	3600	[U/min]

**Tabelle 7.5:** Dynamometer H39

Hersteller	Kempf & Remmers GmbH Hamburg		
Messbereich	Längskraft	500	[N]
(eine kurzzeitige Überlastung bis zu $\pm 1250\text{N}$ ist möglich)			
Messprinzip	Dehnungsmessstreifen (Vollbrücke)		
Gewichtsbelastung		250	[kg]

**Tabelle 7.6:** 1-Komponentenwaage R35X

## 7.2.2 Versuche im Kavitationstunnel

Die Kavitationsversuche wurden in der großen Messstrecke des Kavitationstunnels K15A der Schiffbau-Versuchsanstalt durchgeführt. Die Messung des Schubes, des Drehmoments und der Drehzahl des Rotors erfolgte mit dem Dynamometer H36. Die Messung des Schubes des Systems Mantel mit Stator wurde durch den gleichen Waagentyp R35X realisiert, der in der Schlepprinne verwendet wurde.

Auch im Kavitationstunnel wurde das Dynamometer H36 mit der Welle vor dem Linearjet angeordnet. Die Dynamometerwelle befand sich 125 mm außermittig in der Messstrecke, um den Abstand Mantel - Waage zu minimieren.

Die technischen Daten des Dynamometers lauten:

Hersteller	Kempf & Remmers GmbH Hamburg		
Messbereich	Schub	2000	[N]
	Moment	100	[Nm]
	Drehzahl	4000	[U/min]

**Tabelle 7.7:** Dynamometer H36

## 7.3 Versuchsdurchführung

### 7.3.1 Leerlaufversuche

Zur Ermittlung der Leerlaufreibung wurde der Rotor durch eine Blindnabe ersetzt. Neben dem Drehmoment wurden die Kräfte an der Blindnabe und am Mantel mit Stator gemessen. Zusätzliche Versuche wurden durchgeführt, um den Widerstand der Mantelhalterung zu ermitteln.

### 7.3.2 Freifahrtversuche

In der Schlepprinne wurden die Freifahrtversuche mit dem „Linearjet LV4“ bei Drehzahlen von  $n = 7, 5$  und  $10\text{s}^{-1}$  durchgeführt. Im Kavitationstunnel konnten Drehzahlen von  $n = 8$  bis  $15\text{s}^{-1}$  realisiert werden. Zusätzlich zu den Freifahrtversuchen wurden Untersuchungen zum Einfluß einer Wellenneigung von  $3^\circ$  auf die Kennwerte sowie zur Rückwärtsfahrt durchgeführt.

### 7.3.3 Kavitationsversuche

Mit dem LV4 wurden Versuche zur Ermittlung der Kavitationseinsatzkurven und zur Untersuchung des kavitationsbedingten Schubabfalls durchgeführt.

## 7.4 Versuchsergebnisse

Die Freifahrtversuche zeigten, dass die zu Beginn des Kapitels 6 beschriebenen Betriebsparameter erreicht wurden. Die Kavitationsuntersuchungen ergaben, dass aufgrund der Eigenschaften des Linearjets hinsichtlich des Einsatzes der Spitzenwirbelkavitation am Rotor sowie wegen der Kavitation am Manteleintritt aussen weitere Optimierungen anzustreben sind.

### 7.4.1 Kennlinien

Die Ergebnisse der Freifahrtversuche sind als Diagramme in den Abbildungen 7.6 bis 7.10 aufgeführt. Der Einfluß der Reynoldszahl ist sowohl in der Schlepprinne als auch im Kavitationstunnel untersucht worden. Ausserdem wurde in der Schlepprinne der Effekt schräger Anströmung untersucht. Der Wandeinfluß im Kavitationstunnel wurde durch den Vergleich der entsprechenden Kennlinien mit denen aus der Schlepprinne bestimmt. Der Effekt einer Vergrößerung des Spaltes zwischen Rotor und Mantel wurde im Kavitationstunnel untersucht.

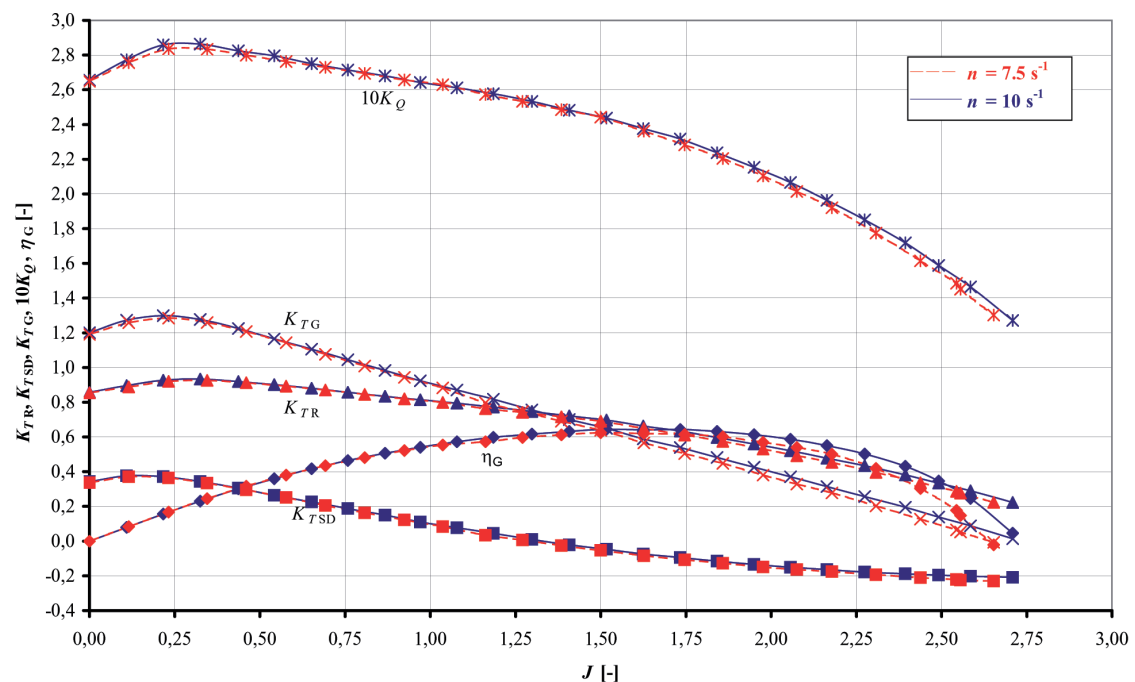


Abbildung 7.6: Freifahrtkennlinien, Schlepprinne

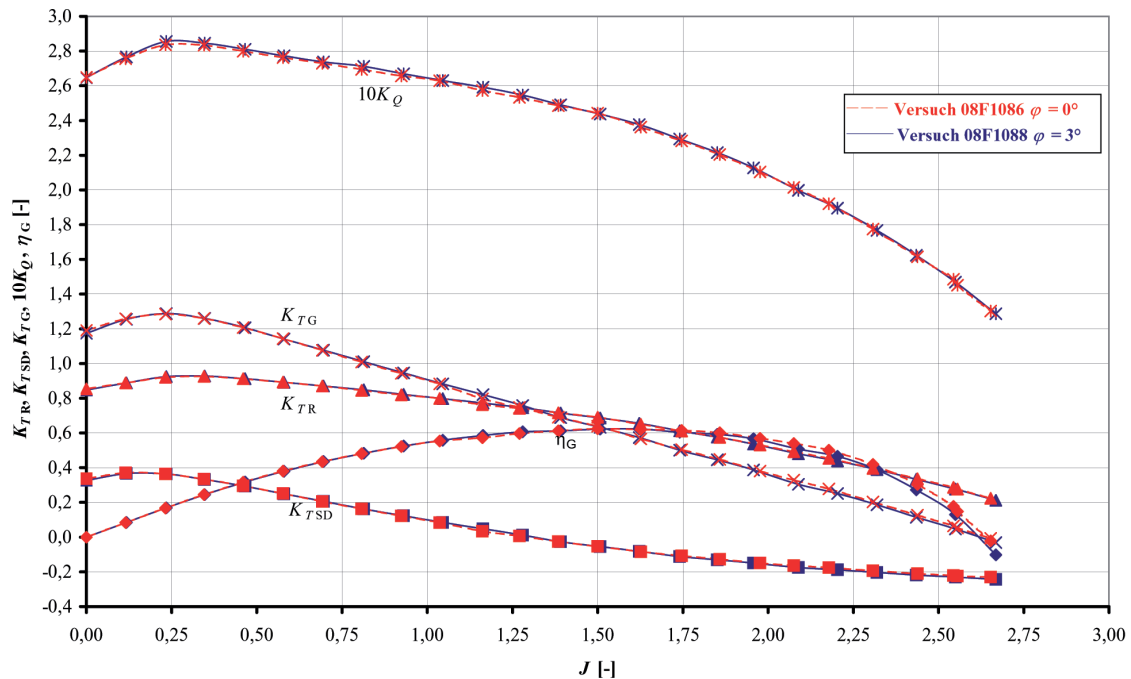


Abbildung 7.7: Freifahrtkennlinien, Variation Wellenneigung

Die Freifahrtversuche in der Schlepprinne zeigen lt. Abbildung 7.6 im Bereich des Betriebspunktes bei  $J=1,65$  einen geringen Einfluß der Drehzahl (Reynoldszahl) auf die Kennwerte. Erst bei weiterer Zunahme der Fortschrittsziffer sind erhöhte Schub- und Momentenbeiwerte und ein erhöhter Wirkungsgrad bei der größeren Reynoldszahl zu erkennen.

Eine Schräganströmung infolge der Neigung der Welle von  $3^\circ$  beeinflusst die Kennwerte des Linearjets LV4 nicht merklich (Abbildung 7.7). Erst im oberen Fortschrittsgradbereich sind geringe Abweichungen in den Wirkungsgradverläufen festzustellen.

Der Vergleich der Kennwerte des LV4, gemessen in der Schlepprinne und im Kavitationstunnel, zeigt im Betriebspunkt eine ausreichende Übereinstimmung (Abbildung 7.8). Die Messergebnisse im Kavitationstunnel unterliegen einem Wandeinfluss. Ein spezielles Korrekturverfahren zur Umrechnung auf einen unendlichen Messstreckenquerschnitt existiert für ummantelte Propulsionssysteme nicht. Die geringen Abweichungen unter den Wirkungsgradverläufen stammen aus dem erhöhten Momentenbeiwert, der trotz der leicht erhöhten Reynoldszahl im Kavitationstunnel gegenüber der Schlepprinne auftritt.

Aufgrund von Schwingungsproblemen im Kavitationstunnel musste der Spalt zwischen dem Rotor und der Mantelinnenwand vergrößert werden. Dies erfolgte durch ein Abschleifen des Rotordurchmessers und eine Verschiebung des Rotors im Mantel Richtung Manteleintritt. Das Diagramm in Abbildung 7.9 zeigt, dass diese relativ kleinen Änderungen die Kennwerte des LV4 beeinflussen. Der Momentenbeiwert sinkt in weiten Teilen des betrachteten Fortschrittsgrades infolge des vergrößerten Spaltes. Mit ihm sinkt auch der Schubbeiwert, so dass der Wirkungsgrad weitestgehend unverändert bleibt. Lediglich im Bereich des Fortschrittsgrades oberhalb des Betriebspunktes  $1,65 \leq J \leq 2,0$  ist eine Reduktion des Wirkungsgrades durch die Vergrößerung des Spaltes zu erkennen.

Die Freifahrtversuche im Kavitationstunnel zeigen einen geringen Einfluss der Drehzahl (Reynolds-

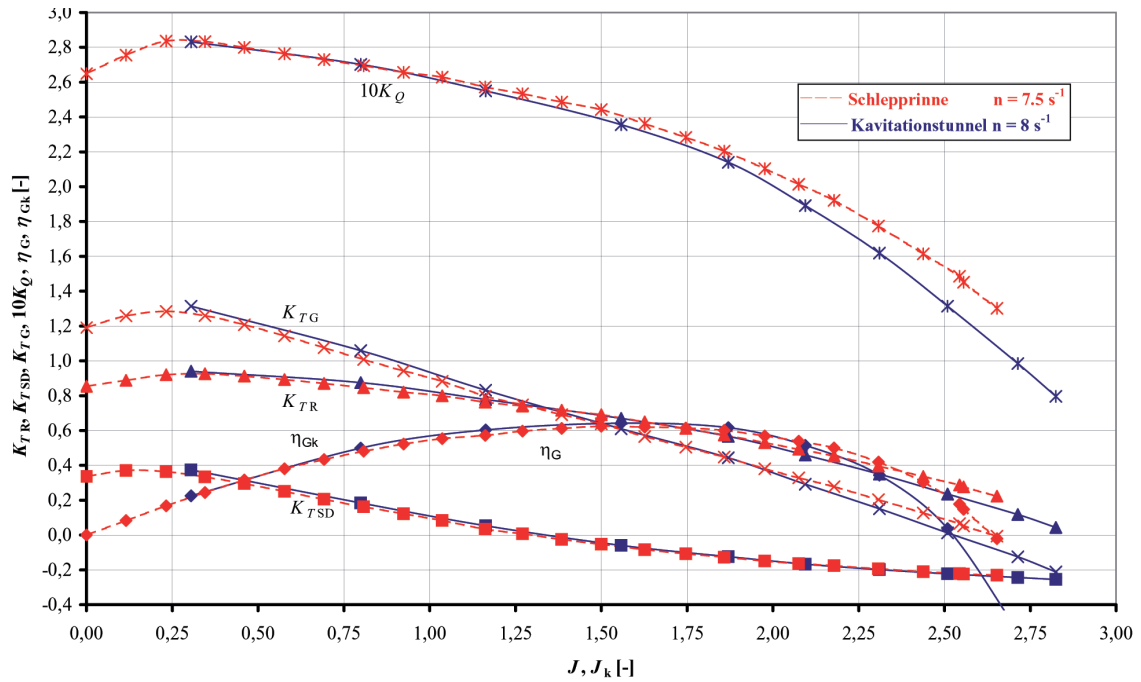


Abbildung 7.8: Freifahrtkennlinien, Vgl. Kavitationstunnel und Schlepprinne

zahl) auf die Kennwerte (Abbildung 7.10). Hier werden die Reynoldszahleffekte durch den Wand- einfluß kompensiert.

## 7.4.2 Kavitationseigenschaften

Die Ergebnisse der Kavitationsversuche sind in den Kavitationsskizzen und Fotos in den Abbildungen 7.14 bis 7.23 dokumentiert. Sie zeigen jeweils charakteristische Kavitationserscheinungen. Die Kavitationszahl  $\sigma_n$  ist wie folgt definiert:

$$\sigma_n = \frac{p_{atm} + \rho g h_0 - p_v}{\frac{\rho}{2} (n D_M)^2} \quad (7.1)$$

Die Kavitationsversuche zeigen einen relativ frühen Einsatz der Spitzenwirbelkavitation (BSWK) am Rotor (Diagramm Abbildung 7.11). Die Skizze in Abbildung 7.14 zeigt den Beginn der Spitzenwirbelkavitation bei einem gegenüber dem Betriebspunkt um den Faktor 4,4 erhöhten Schubbelastungsgrad aufgrund einer entsprechend verringerten Fortschrittsziffer und einer um den Faktor 4,5 erhöhten Kavitationszahl  $\sigma_n$ . Unter derartigen Betriebsbedingungen wurde der Beginn der Spitzenwirbelkavitation (BSW) nahe der Eintrittskante an der Flügelspitze festgestellt. Abbildung 7.15 stellt den Beginn der Saugseitenkavitation (BSSK) bei einer Fortschrittsziffer nahe dem Betriebspunkt ( $J = 1,65$ ) dar, während Abbildung 7.16 den Beginn der Spitzenwirbelkavitation bei einer erhöhten Fortschrittsziffer und einer hohen Kavitationszahl zeigt. Dieser Kavitationseffekt ist auch in Abbildung 7.18 zu erkennen. Entsprechend dem Diagramm in Abbildung 7.11 erscheint Kavitation im Bereich des Spaltes schon bei großen Kavitationszahlen. Die Spitzenwirbelkavitation geht

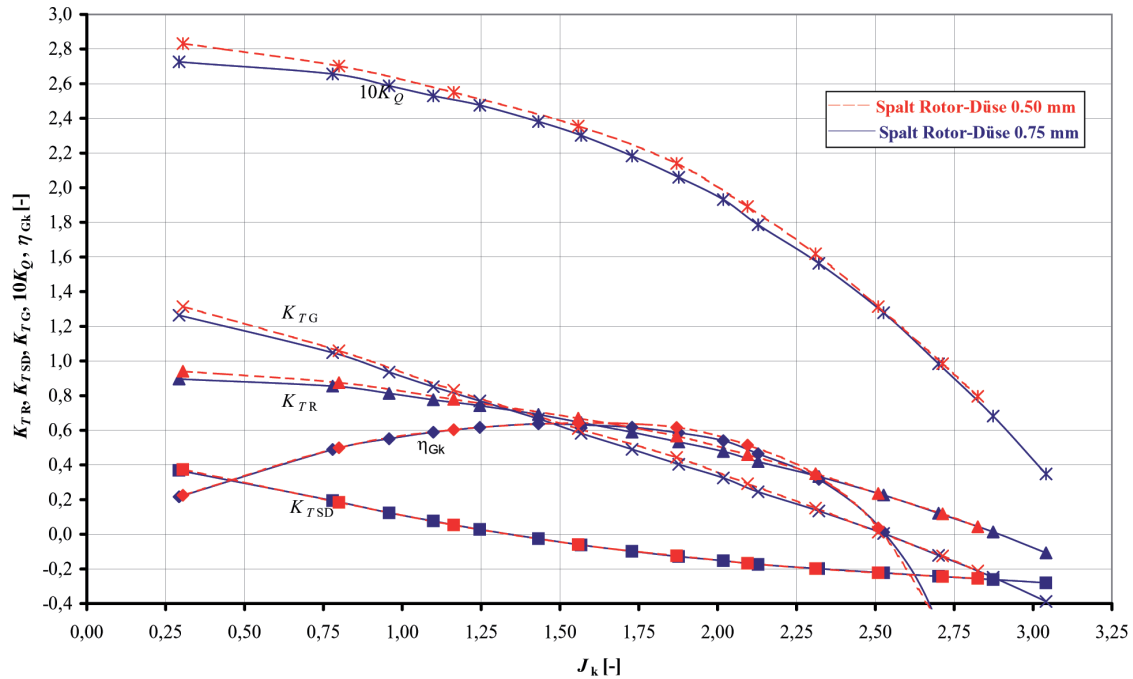


Abbildung 7.9: Freifahrtkennlinien, Einfluß des Spaltes Rotor-Mantel

in Saugseitenkavitation über, wie in Abbildung 7.19 zu erkennen ist. Die Spalt- und Spitzenwirbelkavitation des Rotors ist im Betriebspunkt jedoch die einzige stark ausgebildete Kavitationsart. Sie pflanzt sich durch den gesamten Propulsor fort und kann noch im Austrittsbereich klar identifiziert werden (Abbildungen 7.21 und 7.22).

Der Rotor hat eine sehr hohe Sicherheit gegenüber Druckseitenkavitation. Somit ist eine Optimierung des Rotors zur Verringerung der Kavitationsgefährdung auf der Saugseite möglich. Die in Abbildung 7.17 skizzierte Wirbelkavitation am Anschluß der Nabe am Stator tritt gegenüber dem Betriebspunkt (Kavitationszahl  $\sigma_n = 3,5$ ) bei einem höheren Schubbelastungsgrad und einer niedrigeren Kavitationszahl auf. Diese ist auch in Abbildung 7.20 zu erkennen. Insofern ist diese Kavitationserscheinung für den Betriebspunkt nicht relevant. Abbildung 7.12 zeigt, dass auch im Bereich des Betriebspunktes bei  $J = 1,65$  Wirbelkavitation bei einer nur leicht abgesenkten Kavitationszahl auftreten kann. Eine Darstellung aller Kavitationseinsatzkurven ist in 7.13 über dem Schubbelastungsgrad  $K_{TG}$  dargestellt. Der Betriebspunkt des Linearjets befindet sich bei  $K_{TG} = 0,675$ . Unter Berücksichtigung der zugrundegelegten Kavitationszahl  $\sigma = 3,5$  wird deutlich, dass die Spitzenwirbelkavitation am Rotor (BSWK) und die Spaltkavitation (BSK) nicht zu vermeiden sind. Kritisch ist die Saugseitenkavitation am Rotor (BSSK) zu betrachten. Diesbezüglich sind weitere Optimierungen durchzuführen. Auch die Wirbelkavitation am Stator (BWK) tritt bereits nahe dem untersuchten Betriebspunkt auf, wohingegen mit einem Schubabfall (BSA) erst bei deutlich niedrigeren Kavitationszahlen zu rechnen ist. Die Blasen kavitation an der Aussenseite des Mantels (Abbildung 7.23) tritt relativ nahe dem Betriebspunkt auf. Diesbezüglich konnte in der zweiten Linearjetoptimierung Abhilfe geschaffen werden.

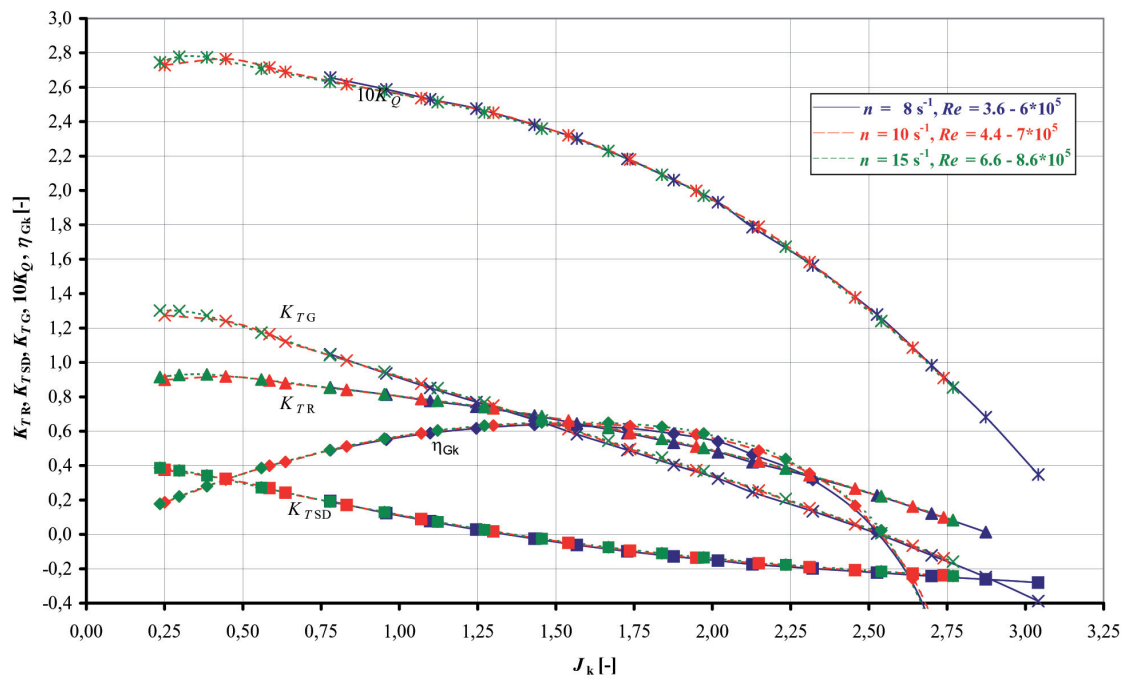


Abbildung 7.10: Freifahrtkennlinien, Kavitationstunnel

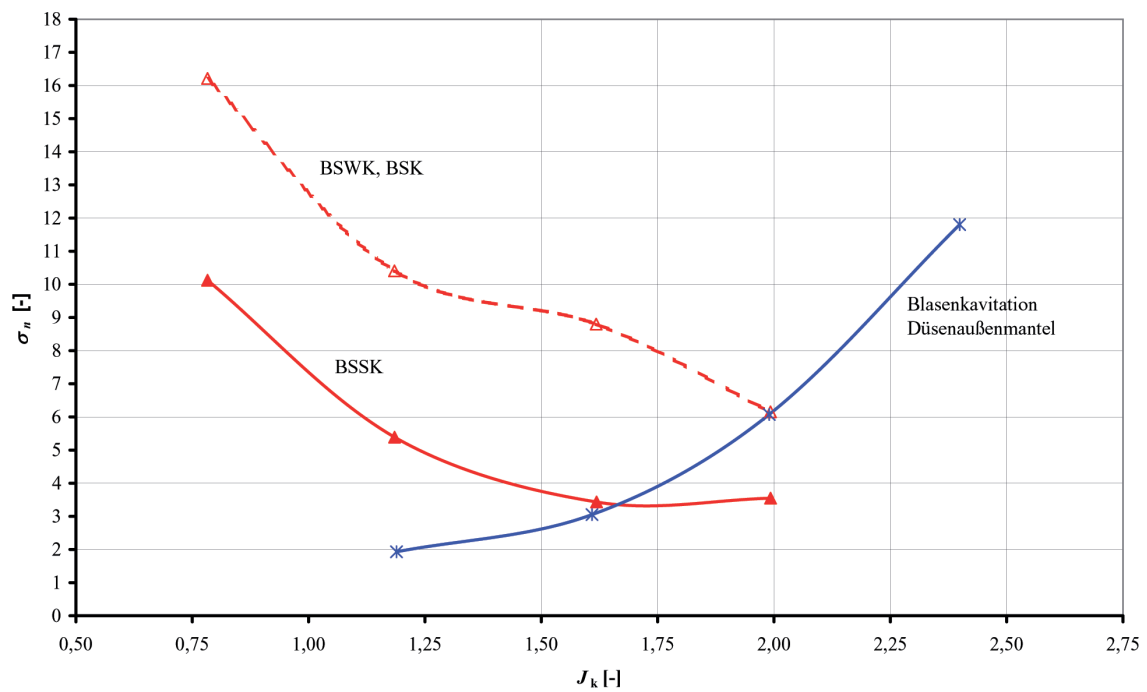


Abbildung 7.11: Kavitationseinsatz an Rotor und Mantel



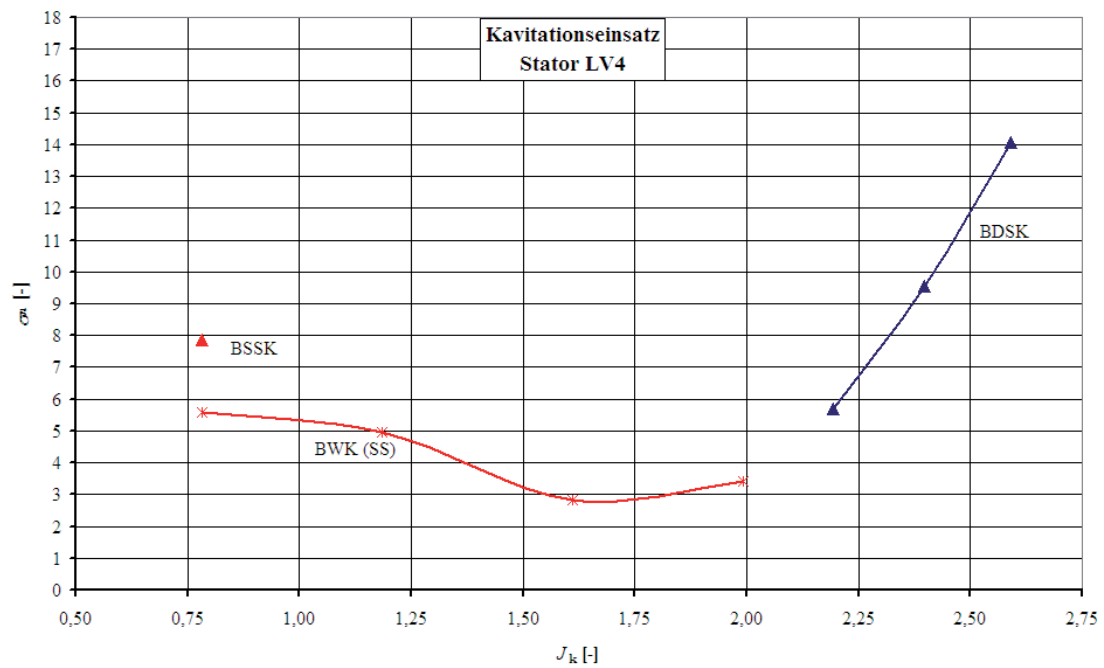


Abbildung 7.12: Kavitationseinsatz am Stator

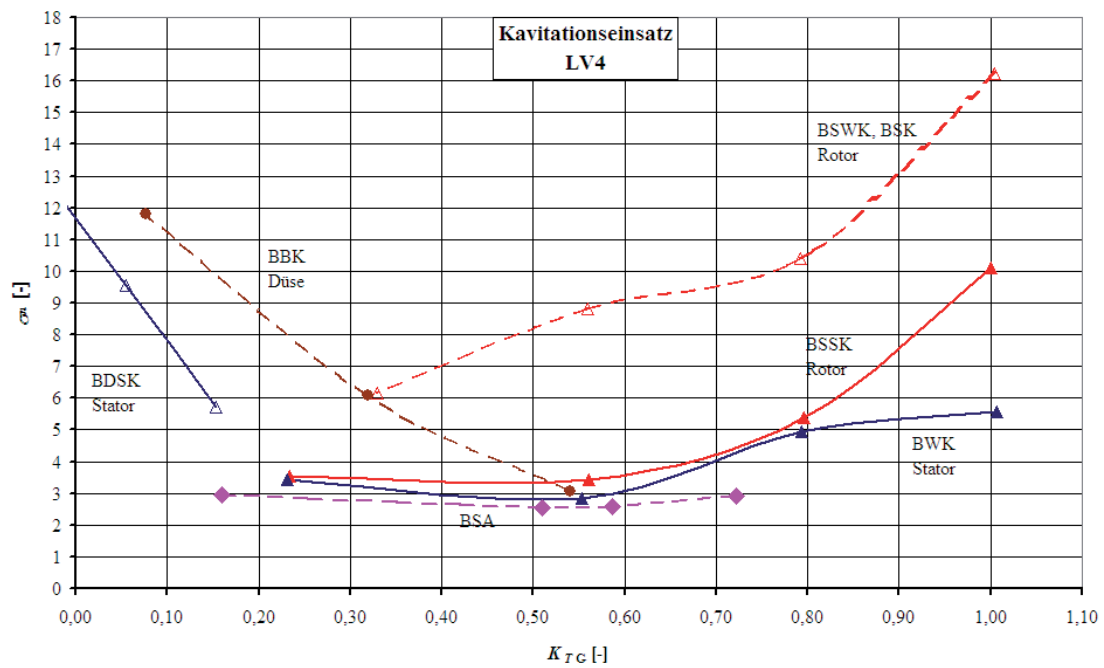
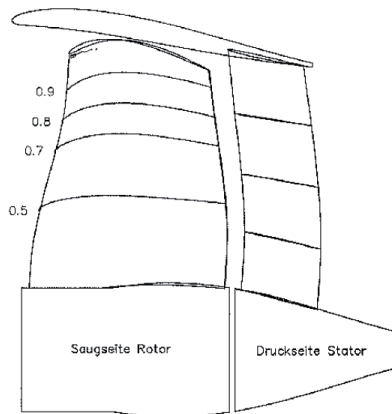
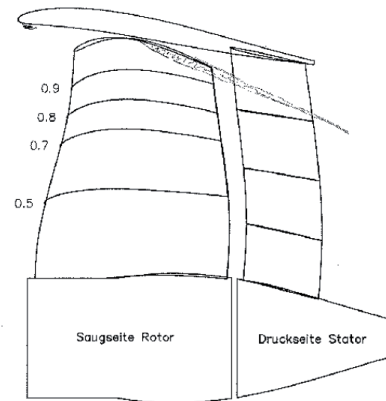


Abbildung 7.13: Kavitationseinsatz am LV4



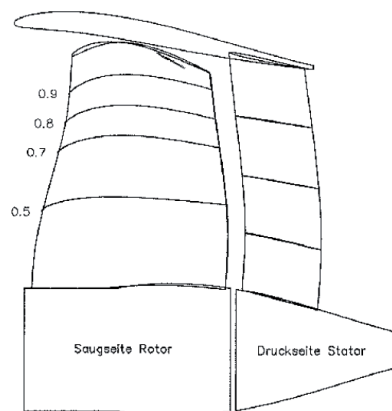
BSW (SS)  
 $J = 0.7827$ ,  $K_{TG} = 1.0048$ ,  $10K_Q = 2.5792$ ,  
 $\sigma_n = 16.21$

**Abbildung 7.14:** Skizze des Beginns der Spitzenwirbelkavitation (BSW) an der Saugseite (SS) des Rotors



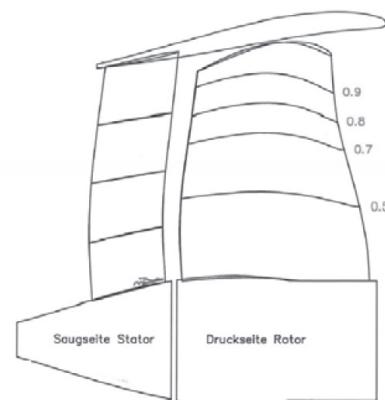
BSSK ( $r/R = 0.95$ )  
 $J = 1.6187$ ,  $K_{TG} = 0.5613$ ,  $10K_Q = 2.2159$ ,  
 $\sigma_n = 3.44$

**Abbildung 7.15:** Skizze des Beginns der Saugseitenkavitation (BSSK) am Rotor



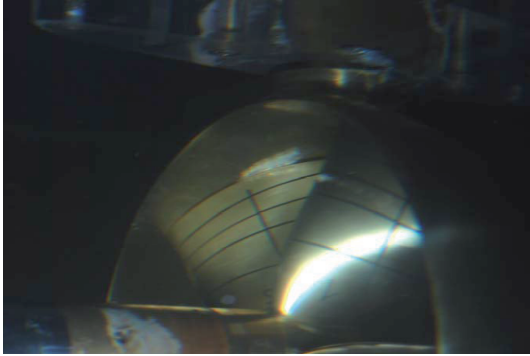
BSW (SS)  
 $J = 1.9925$ ,  $K_{TG} = 0.3297$ ,  $10K_Q = 1.9169$ ,  
 $\sigma_n = 6.15$

**Abbildung 7.16:** Skizze des Beginns der Spitzenwirbelkavitation (BSW) an der Saugseite (SS) des Rotors



BWK (SS)  
 $J = 1.6101$ ,  $K_{TG} = 0.5533$ ,  $10K_Q = 2.2524$ ,  
 $\sigma_n = 2.84$

**Abbildung 7.17:** Skizze des Beginns der Wirbelkavitation (BWK) an der Saugseite (SS) des Stators



**Abbildung 7.18:** Spitzenwirbelkavitation am Rotor,  $J = 1,61$



**Abbildung 7.19:** Saugseitenkavitation am Rotor,  $J = 1,61$



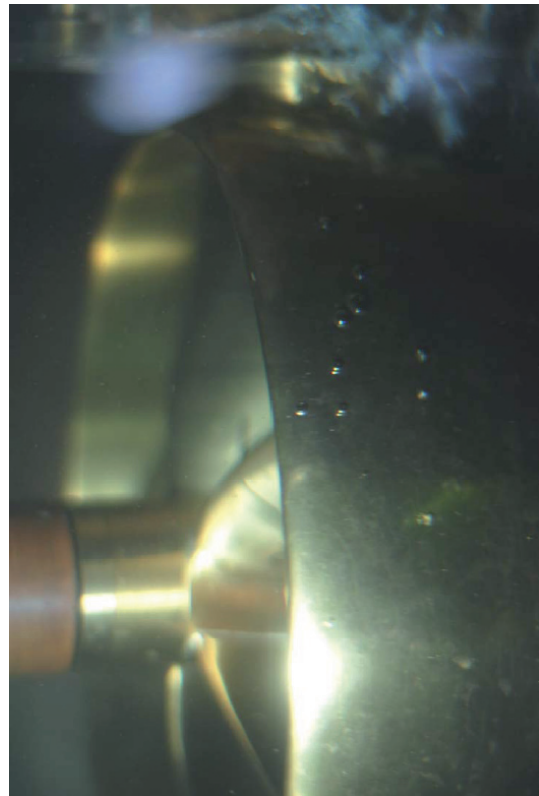
**Abbildung 7.20:** Saugseitenkavitation am Stator,  $J = 1,61$



**Abbildung 7.21:** Ausgebildete Spitzenwirbelkavitation im Austrittsbereich,  $J = 1,61$



**Abbildung 7.22:** Ausgebildete Spitzenwirbelkavitation im Austrittsbereich,  $J = 1,61$



**Abbildung 7.23:** Blasen kavitation am Mantel aussen,  $J = 1,61$ ,  $\sigma_n = 3.054$

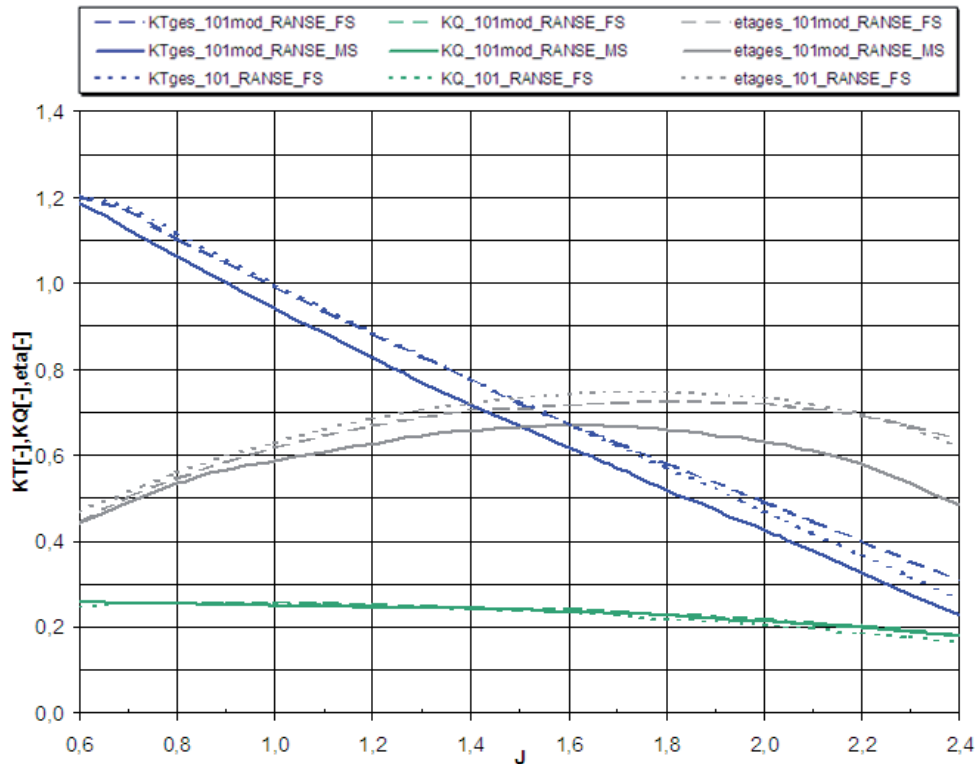
## 8 Gesamtergebnisse und Validierung

In der vorliegenden Arbeit ist ein Verfahren zur automatischen Optimierung eines Linearjets als Beispiel für einen Mehrkomponenten-Schiffspropulsor entwickelt, getestet und validiert worden. Als Ergebnisse der Testläufe werden sowohl die Linearjetgeometrien #101 und #522 betrachtet als auch Erfahrungen und Ableitungen, die aus dem Optimierungsverfahren gezogen werden können. Wie in Kapitel 6.5.1 beschrieben, kann beispielsweise die Druckerhöhung in der Rotorebene in Abhängigkeit von der in Kauf zu nehmenden Erhöhung des Widerstandes des Mantels bestimmt werden. Dabei ist zu beachten, dass es sich bei dieser Betrachtung wegen der gleichzeitigen Variation mehrerer Parameter nicht um eine gewöhnliche Parameterstudie handelt, sondern um eine Darstellung zweier Parameter innerhalb der Auswertungsschar, die einen Schluß auf die Streuung in der jeweiligen Abhängigkeit zuläßt.

In den folgenden Unterkapiteln werden die Geometrien #101 und #522 untereinander verglichen. Die Ergebnisse der experimentellen Untersuchung werden zur Berücksichtigung von Maßstabseffekten und geometrischen Modifikationen korrigiert, um damit die Simulationsergebnisse an der Großausführung validieren zu können. Das geschieht mit Hilfe von Korrekturfaktoren der Kennlinien über dem Fortschrittsgrad  $J$ , die wegen der Komplexität der Wechselwirkungen unter den Komponenten entsprechend der in [34] beschriebenen Vorgehensweise anhand numerischer Ergebnisse bestimmt werden. Anschließend wird anhand der Simulationsergebnisse in Detailbereichen auf die Problematik der Kavitation eingegangen. In den letzten Unterkapiteln werden Entwurfsempfehlungen ausgesprochen, die den Erfahrungen mit dem Verfahren zu entnehmen sind.

### 8.1 Geometrische Modifikation und Maßstabseffekte

Während der Optimierungsläufe wurde stets die Strömung um die Großausführung des Linearjets berechnet. Um die Ergebnisse der verwendeten Rechenverfahren mit den in Kapitel 7 beschriebenen Modellversuchen vergleichen zu können, wurde sowohl der Einfluß der vergrößerten Antriebswelle und des aufgedickten Mantels als auch der Maßstabseffekt in jeweils einer Serie quasistationärer RANSE-Simulationen (RANS-FrozRot) ermittelt. Dabei wurden beide geometrischen Modifikationen an der Geometrie #101 zusammengefasst und in dem Diagramm in Abbildung 8.1 mit dem Zusatz „mod“ versehen. Dargestellt sind die Kennlinien der unveränderten Geometrie #101 als Großausführung ( $101\_RANSE\_FS$ ), die der modifizierten Geometrie als Großausführung ( $101mod\_RANSE\_FS$ ) sowie die der modifizierten Geometrie im Modellmaßstab ( $101mod\_RANSE\_MS$ ). Letztere entspricht der in Kapitel 7 beschriebenen, gebauten Geometrie.



**Abbildung 8.1:** Einfluß der geometrischen Modifikationen und Maßstabseffekt

Es wird deutlich, dass die geometrische Modifikation einen Effekt auf den Gesamtwirkungsgrad „etages“ hat, der im Betriebspunkt bei einer Fortschrittsziffer von  $J = 1,65$  aus einem leicht erhöhten Momentenbeiwert „KQ“ und einem nahezu unveränderten Schubbeiwert „KTges“ entsteht. Die Verringerung des Wirkungsgrades ergibt sich bei dieser Fortschrittsziffer zu etwa 2,5%. Die Skalierung der Geometrie auf den Modellmaßstab bewirkt im Betriebspunkt einen Wirkungsgradverlust von etwa 5,0%. Diese entsteht durch eine deutliche Verringerung des Schubbeiwertes „KTges“ bei einer minimalen Reduzierung des Momentenbeiwertes „KQ“. Der relativ große Maßstabseffekt im Vergleich zum freien Propeller ist entsprechend [34] mit der großen Oberfläche der Mantelgeometrie zu begründen. Zusammenfassend kann der Effekt der geometrischen Modifikation und der Maßstabseffekte auf den Wirkungsgrad auf über 7% Verlust beziffert werden. Demnach kann darauf geschlossen werden, dass bei der Übertragung der Ergebnisse der in Kapitel 7 beschriebenen Modellversuche auf die Großausführung mit einer entsprechenden Erhöhung des Wirkungsgrades zu rechnen ist.

Die Ergebnisse zeigen durchweg einen hohen Gesamtwirkungsgrad „etages“ über einem weiten Bereich des Fortschrittsgrades. Daher ist mit wenig Sensibilität auf Änderungen des Betriebspunktes zu rechnen. Im unteren Fortschrittsgradbereich ist beim Schubbeiwert der optimierten wie der modifizierten Großausführung der Beginn des Schubabfalls zu erkennen. Da sich diese Fortschrittsziffern in ausreichendem Abstand zum Betriebspunkt befinden, stellen sie jedoch kein Problem für den Propulsorbetrieb dar.

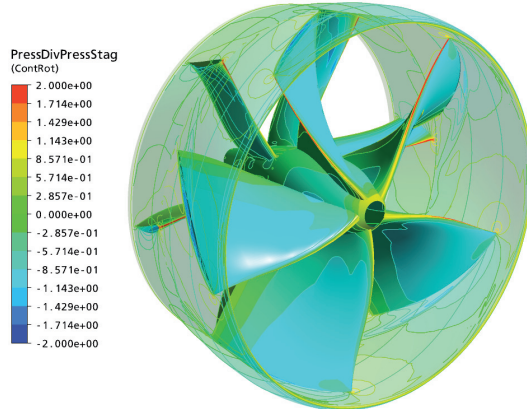
## 8.2 Vergleich der geometrischen Eigenschaften

Abbildung 8.2 und 8.3 zeigen die Linearjetgeometrien #101 und #522. Auf der Oberfläche sind die Konturen der Druckverhältnisse in Relation zum Staudruck der ungestörten Anströmung dargestellt.

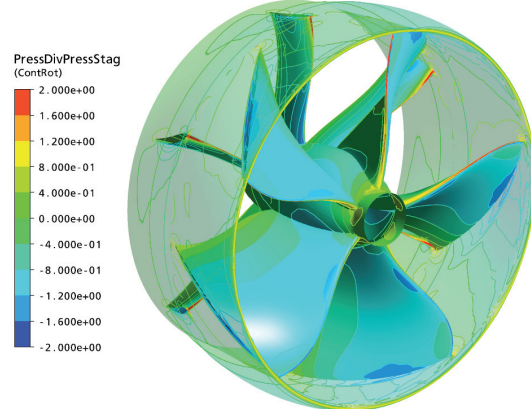
Es ist zu beachten, dass im Gegensatz zu #101 bei der Geometrie #522 bereits während der Optimierung eine vergrößerte Antriebswelle berücksichtigt wurde. Für einen kavitationsfreien Betrieb ist eine homogene Druckverteilung wünschenswert. Der homogene Bereich niedrigen Drucks in Nabennähe auf der Saugseite des Rotorflügels kurz hinter der Anströmkante pflanzt sich bei #522 weiter fort als bei #101. An der Eintrittskante des Rotors der Geometrie #522 entsteht ein Bereich relativ niedrigen Drucks, der im Betriebspunkt jedoch kein Kavitationsrisiko darstellt. Durch die Vergrößerung des Unterdruckbereichs an der Nabe kann ein größerer Schubbeitrag geleistet werden.

Der Abstand des Einlaufs zur Anströmkante des Rotors  $\Delta x$  ist bei #101 mit  $\Delta x/R = 0,053$  deutlich größer als bei #522 ( $\Delta x/R = 0,0185$ ). Dennoch konnte bei #522 die in den Abbildungen 8.8 und 8.9 dargestellte Homogenisierung der Druckverhältnisse am Mantel aussen erzielt werden. An der Innenseite des Mantels der Geometrie #522 sind Bereiche niedrigeren Drucks festzustellen, als bei #101, die das Dampfdruckniveau aber nicht erreichen.

Bei den in Kapitel 7 beschriebenen Experimenten wurde eine Fortpflanzung des Kavitationsbereiches vom Spalt zwischen Rotor und Mantel zur Saugseite des Rotors beobachtet. Diese ist auch an Geometrie #522 in dem entsprechend blau gefärbten Bereich zu erwarten. Sie konnte durch die oben beschriebene Änderung der Kavitationsbedingung nicht verhindert werden, könnte aber durch eine Verringerung der Spaltgröße reduziert werden.



**Abbildung 8.2:** Konturen des dimensionslosen Drucks auf allen Komponenten der Geometrie #101



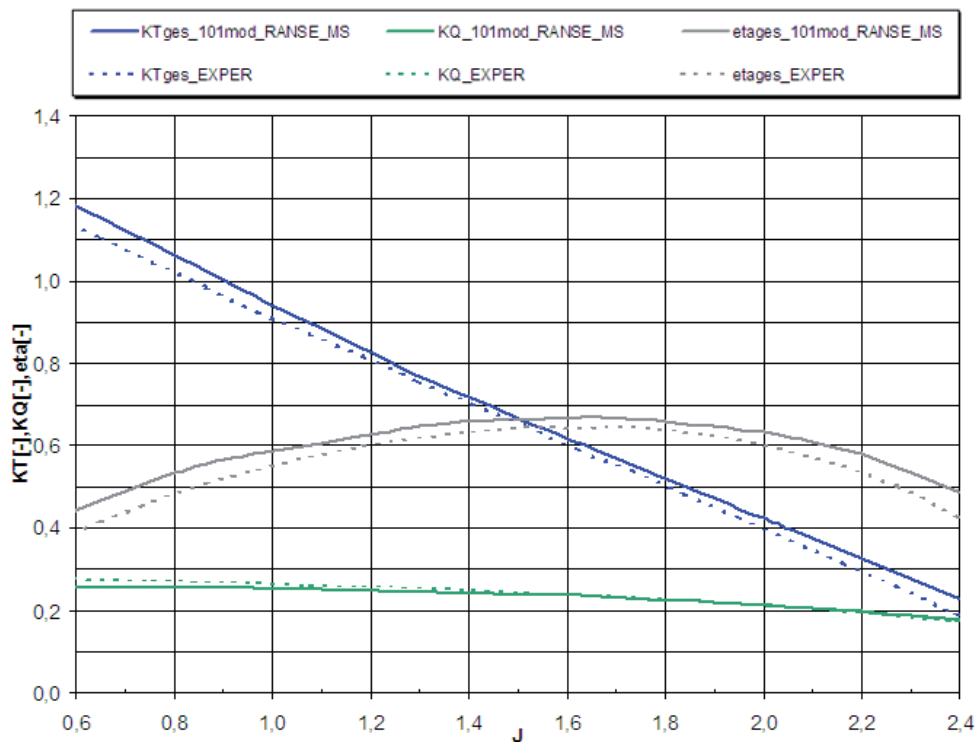
**Abbildung 8.3:** Konturen des dimensionslosen Drucks auf allen Komponenten der Geometrie #522

Am Vergleich der Linearjetgeometrien wird deutlich, dass durch unterschiedliche Geometrien sehr ähnliche Leistungen erzielt werden können. Dabei können kleine Verbesserungen des Zielwertes erzielt werden, die stets einen Kompromiss zwischen den Zielwertanteilen darstellen. Um dem Optimierungsverfahren eine globale Optimierung im Bereich der Variationsparameter zu ermöglichen, sollten Geometrien verwendet werden, die keine späteren Modifikationen erfordern.



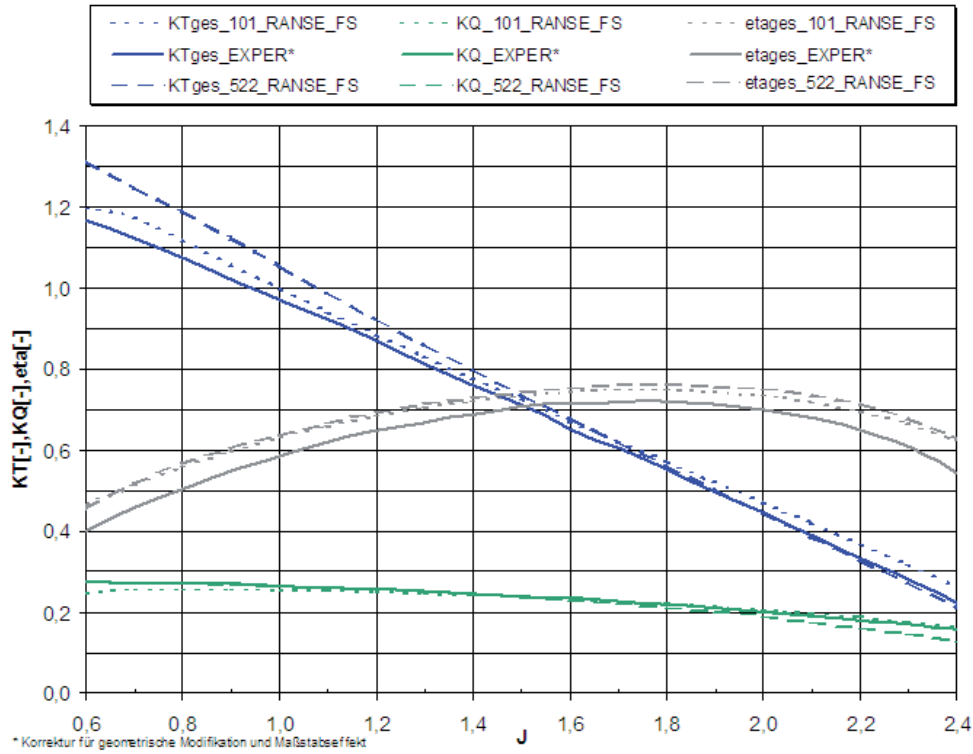
### 8.2.1 Kennlinien

In Abbildung 8.4 sind die experimentell ermittelten Kennlinien (EXPER) gegenüber den anhand der RANSE-Simulationen des modifizierten Modellmaßstabs (101mod\_RANSE\_MS) bestimmten Kennlinien dargestellt. Im Bereich des Betriebspunktes bei  $J = 1,65$  stimmen die Momentenbeiwerte „KQ“ gut überein, wohingegen die RANSE-Simulation eine Erhöhung des Schubbeiwertes „KT“ um ca. 3% ergibt. Diese ist auch im Wirkungsgrad wiederzufinden. Oberhalb und unterhalb des Betriebspunktes steigt die Abweichung leicht an.



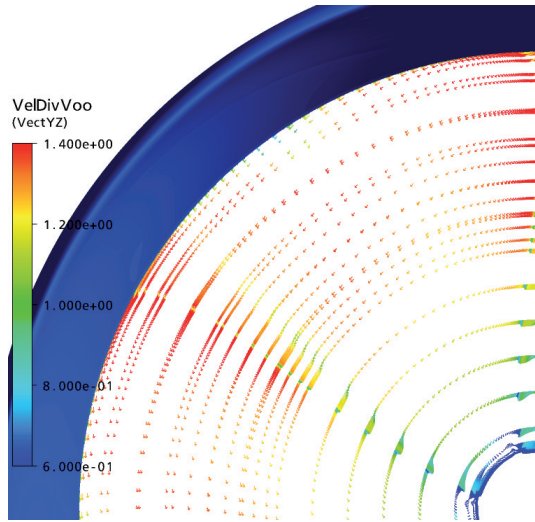
**Abbildung 8.4:** Freifahrt diagramm zum Vergleich der RANSE-Simulationen der modifizierten Geometrie im Modellmaßstab mit Meßwerten (EXPER)

Das Diagramm in Abbildung 8.5 enthält die Kennwerte beider optimierten Geometrien entsprechend den Simulationsserien der quasistationären Strömung (RANS-FrozRot) im Vergleich mit den korrigierten Versuchsergebnissen. Dabei wurden die in Abbildung 7.6 dargestellten Messergebnisse in der Schlepprinne bei einer Drehzahl  $n = 10s^{-1}$  verwendet, weil diese der während der Optimierung verwendeten Drehzahl entspricht. Die Korrektur erfolgte mit Hilfe jeweils eines Korrekturfaktors von „KTges“ und „KQ“ für die geometrische Modifikation und für den Maßstabs-effekt. Diese Faktoren entsprechen den in Kapitel 8.1 beschriebenen Abweichungen der Kurven 101\_RANSE\_FS gegenüber 101mod\_RANSE\_MS. Sie wurden in Abhängigkeit von der Fortschrittsziffer  $J$  ermittelt und verwendet.

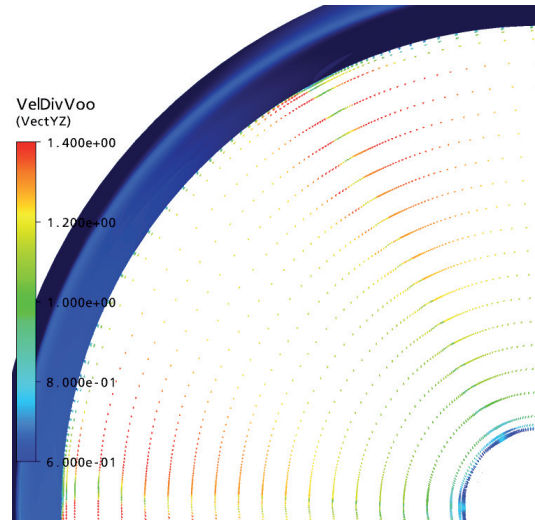


**Abbildung 8.5:** Freifahrt diagramm zum Vergleich der RANSE-Simulationen mit korrigierten Meßwerten (EXPER)

Die Versuchsergebnisse weisen im Vergleich zur Geometrie #101 über einen weiten Bereich des Fortschrittsgrades eine konstante Differenz des Wirkungsgrades von knapp -3,0% auf. Diese resultiert aus einer Überbewertung des Schubbeiwertes  $KT_{ges}$  durch die Simulation  $101\_RANSE\_FS$ . Die Geometrie #522 ist das Ergebnis der zweiten Linearjetoptimierung. Im Vergleich zu Geometrie #101 wurde im Betriebspunkt eine Steigerung des Wirkungsgrades von gut 1% erzielt, die bei höheren Fortschrittsziffern weiter zunimmt. Diese Steigerung kann mit einer stärkeren Entdrallung begründet werden, die durch eine bessere Abstimmung von Rotor und Stator erreicht wird. Sie wurde in den Abbildungen 8.6 und 8.7 durch die Darstellung der Geschwindigkeitsvektoren in der Auslassebene visualisiert. Der Maßstab der Geschwindigkeiten wurde in beiden Abbildungen gleich gewählt. Der Drall am Auslass der Geometrie #101 in Abbildung 8.6 weist deutlich größere tangentielle Geschwindigkeiten auf als der der Geometrie #522 in Abbildung 8.7. Die Verringerung des Dralls bedeutet eine Verringerung der Verluste des Propulsors insgesamt und bewirkt damit eine Erhöhung des Wirkungsgrades. Der in Kapitel 1.3 beschriebene völlige Verlauf der Wirkungsgradkurve kann sowohl durch die Simulationsergebnisse, als auch durch die Versuchsergebnisse bestätigt werden.



**Abbildung 8.6:** Tangentiale Geschwindigkeitskomponenten des Linearjets #101 am Auslass



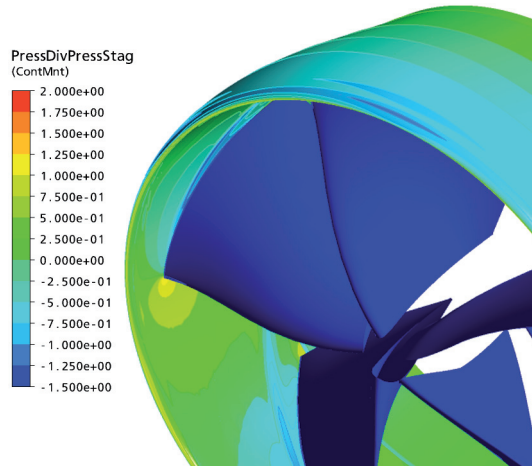
**Abbildung 8.7:** Tangentiale Geschwindigkeitskomponenten des Linearjets #522 am Auslass

Weiterhin wurden Verbesserungen an Geometrie #522 gegenüber #101 hinsichtlich der experimentell ermittelten Kavitation am Mantel erzielt, die im folgenden Unterkapitel näher beschrieben werden.

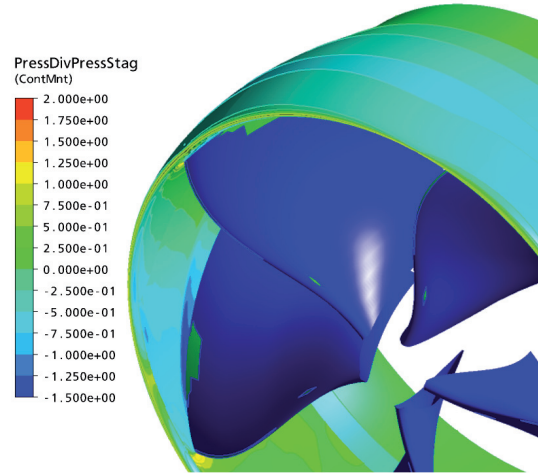
### 8.2.2 Kavitation

Während der in Kapitel 7 beschriebenen experimentellen Untersuchungen an der Geometrie #101 ist aussen am Manteleintritt Blasen kavitation festgestellt worden (Abbildung 7.23). Zur Beschränkung des Kavitationsrisikos ist daher zu Beginn der zweiten Linearjetoptimierung das Dampfdruckkriterium verändert worden. Der ursprünglich verwendete Dampfdruck von  $2.700 Pa$  wurde auf  $10.000 Pa$  erhöht. Diese Maßnahme führte zu einer Verschiebung der Bewertung des Kavitationsrisikos. Bereiche des Mantels, auf die ein entsprechend höherer Druck wirkte, wurden dadurch bereits als Kavitationsflächen betrachtet.

Der Vergleich der Abbildungen 8.8 und 8.9 zeigt eine deutliche Verringerung der blau gefärbten Bereiche niedrigen Drucks aussen am Einlauf auf dem Mantel der Geometrie #522 gegenüber #101. Die Maßnahme hat gezeigt, dass eine gezielte Modifikation der Randbedingungen zur Bewältigung von Detailproblemen verhelfen kann. Die Spitzenwirbelkavitation ist durch derlei Veränderungen nicht zu bewältigen, weil der Kavitationseinsatz in diesem Bereich entsprechend Abbildung 7.11 bereits bei hohen Kavitationzahlen erfolgt.



**Abbildung 8.8:** Konturen des dimensionslosen Drucks auf dem Mantel der Geometrie #101



**Abbildung 8.9:** Konturen des dimensionslosen Drucks auf dem Mantel der Geometrie #522

Eine alternativ erörterte stärkere negative Bewertung der herkömmlich bestimmten Kavitationsfläche mit dem Dampfdruckkriterium von 2.700Pa hätte weniger für eine Vergleichmäßigung der Druckverhältnisse gesorgt, als für eine Minimierung der Flächen, auf die entsprechend geringe Drücke wirkten. Um eine homogenere Druckverteilung auf der Aussenfläche des Mantels zu erzielen, war die Erhöhung des Dampfdruckkriteriums daher besser geeignet.

### 8.3 Entwurfsempfehlungen

Dem Entwurf eines Linearjets als Alternative zum konventionellen Propeller gleichen Durchmessers wird eine Drehzahl zugrunde gelegt, die deutlich niedriger sein sollte als die des in Kapitel 6 beschriebenen Vergleichspropellers. In dem in Kapitel 5.5 beschriebenen Verfahren zur Geometriebeschreibung wird die reduzierte Drehzahl als Konstruktionsdrehzahl verwendet, um die nötige Steigung von Rotor und Stator zu ermitteln. Diese entspricht nicht zwangsläufig der Drehzahl, die anschließend in der Simulation verwendet wird, weil sie durch die in Kapitel 5.3 beschriebene Drehzahlanpassungsfunktion variiert werden kann. Im Fall der optimierten Geometrien lagen sowohl die Konstruktionsdrehzahl als auch die Simulationsdrehzahl zwischen 55% und 60% der Drehzahl des Propellers. Aufgrund der niedrigen Drehzahl ergibt sich ein Betriebspunkt bei einer vergleichsweise hohen Fortschrittsziffer gegenüber der des Vergleichspropellers. Entsprechend Tabelle 8.1 resultiert aus der niedrigen Drehzahl auch eine deutlich größere Steigung  $P/D_{0,75}$  bei einem lokalen Radius  $r = 0,75R$ , die wegen der größeren tangentialen Anteile des Profilauftriebsvektors größere Drallanteile zur Folge hat. Diese spiegeln sich in einem deutlich höheren Momentenbeiwert wider. Der Drall wird mit Hilfe des Stators teilweise zurückgewonnen, so dass der Linearjet gegenüber dem Vergleichspropeller einen Wirkungsgradvorteil von knapp 1% im Fall des ersten Entwurfs (#101) bzw. gut 2% im Fall des zweiten Entwurfs (#522) erreicht. Am Radius  $r = 0,75R$  weist die Sehnenlänge  $chord/R_{0,75}$  keine wesentlichen Unterschiede zwischen Propeller und Linearjet auf. Die Differenz hinsichtlich dieser Größe zwischen beiden Linearjetentwürfen zeigt, dass das Optimierungsverfahren einen nicht unwesentlichen Variationsbereich ausschöpft. Zu Beginn eines Optimierungslaufes sind die Variationsgrenzen um den jeweiligen Ausgangswert

Propulsor	Einheit	Vergleichspropeller	#101	#522
Rotordurchmesser $D$	$[m]$	3,215	3,200	3,200
Sehnenlänge $chord/R_{0,75}$	$[-]$	0,756	0,756	0,847
Steigung $P/D_{0,75}$	$[-]$	1,361	2,673	2,719
Drehzahl $n$	$[s^{-1}]$	4,686	2,641	2,645
Fortschrittsziffer $J$	$[-]$	0,940	1,650	1,650
Schubbeiwert $K_T$	$[-]$	0,4214	0,5955	0,5984
Momentenbeiwert $K_Q$	$[-]$	0,0955	0,2337	0,2295
Wirkungsgrad $\eta$	$[-]$	0,6601	0,6691	0,6847

**Tabelle 8.1:** Charakteristische Größen der Propulsoren im Vergleich

entsprechend der Kontinuitätsbedingung anzusetzen. Dabei erscheint ein Bereich von ca.  $\pm 5-10\%$  des Ausgangswertes sinnvoll. Während eines Optimierungslaufes sind die Grenzen zu überwachen, um gegebenenfalls eine Erweiterung oder eine Einschränkung anzuwenden. Es ist darauf zu achten, dass sich die Variation der Parameter in einem Bereich bewegt, der ohne einen negativen Einfluß auf die Simulationsergebnisse automatisch zu vernetzen ist.

Als wichtigste Aufgabe für einen erfolgreichen Entwurf ist die Definition der Zielfunktion zu sehen. Durch eine gewichtete Zusammensetzung der Zielwertanteile unterschiedlicher Kriterien kann die Optimierung in die gewünschte Richtung gelenkt und ein optimaler Kompromiss erzielt werden. Die Funktionen sollten sanfte Verläufe aufweisen und gegenseitige Abhängigkeiten der Kriterien berücksichtigen. Beispielsweise berücksichtigt die in Kapitel 5.4 beschriebene Funktion für den erreichten Schub  $M_T$  die Zunahme der Kavitation bei steigendem Schub entsprechend der Funktion  $M_{A_{kav}}$ . Auf diese Weise wird das Erreichen des vorgegebenen Schubes durch die Summe beider Zielwertanteile begünstigt.

Unter Berücksichtigung der genannten Punkte generiert das Verfahren eine optimierte Geometrie eines Linearjets des vorgegebenen Durchmessers, das bei der verwendeten Zustromgeschwindigkeit den geforderten Schub liefert. Die Geometrie stellt einen Linearjet dar, der für die als homogen angenommene Zuströmung hinsichtlich der Kavitationseigenschaften und des Wirkungsgrades optimiert ist.

## 9 Zusammenfassung und Ausblick

Die Arbeit beschreibt die Entwicklung, Anwendung und Validierung eines Verfahrens zur Optimierung eines Linearjets als Beispiel für einen Mehrkomponenten-Schiffspropulsor. Dieser Propulsor wurde bisher wenig untersucht und ist in einem Geschwindigkeitsbereich zwischen ca. 25 und 35 Knoten einsetzbar. Wegen der komplexen Wechselwirkungen zwischen den einzelnen Komponenten stellt sein Entwurf eine besondere Herausforderung dar.

Aufgrund der langen Rechendauer bei der Simulation der Strömung am Propulsor und der Vielzahl an geometrischen Variationsparametern wird als Optimierungsalgorithmus ein evolutionärer Algorithmus verwendet. Die Kopplung einer Randelemente-Methode (Potentialverfahren) und einer Feldmethode (RANSE-Verfahren) mit diesem Algorithmus stellt eine effiziente Methode zur Nutzung aktuell verfügbarer Verfahren und Rechnerkapazitäten zum Entwurf komplexer Propulsorgeometrien dar. Für einen effizienten Optimierungsablauf wird eine Geometriebeschreibung anhand von Variationsparametern angewandt, die einen direkten Einfluß auf die Strömung haben. Nach der Erstellung einer entsprechenden Geometrie erfolgt die Vernetzung für das zu verwendende Strömungsberechnungsverfahren. Die Bewertung der Propulsorgeometrien erfolgt anhand der Ergebnisse beider oben genannten Verfahren. Das Potentialverfahren bietet geringere Rechenzeiten und eignet sich zur automatischen Bewertung stark variierender Geometrien. Das RANSE-Verfahren berücksichtigt die Viskosität und die Strömung im Spalt zwischen Rotor und Mantel. Der vorgestellte weitestgehend automatische Entwurfsprozess beinhaltet eine sogenannte Vor- und Feinoptimierung. Während der Vorooptimierung wird das Potentialverfahren und das RANSE-Verfahren im Wechsel aufgerufen. Dabei erfolgt eine paarweise Optimierung unter den vier Propulsorkomponenten. Die Feinoptimierung, in der alle vier Komponenten gleichzeitig variiert werden, verwendet ausschließlich das RANSE-Verfahren. Die Bewertungskriterien werden entsprechend einer jeweiligen Funktion gewichtet und in Form eines Zielwertes zusammengefasst. Auf diese Weise können angestrebte Ziele und Prioritäten definiert werden, die zu einem optimalen Kompromiss führen.

Zur Beschleunigung des Entwurfsprozesses werden unterschiedliche Vereinfachungen innerhalb der Verfahren verwendet. Dazu gehört die Nutzung periodischer Randbedingungen ebenso wie ein Propellermodell, das den Einfluß von Rotor und Stator ersetzt. Eine Schnittstelle übernimmt die Steuerung der verschiedenen Verfahren, das Auslesen relevanter Ergebnisse, die Berechnung des Zielwertes und die Dokumentation des Optimierungsverlaufes durch Logdateien.

Zur Erprobung des Verfahrens wurde eine erste Linearjetoptimierung durchgeführt. Die Ableitung von Abhängigkeiten unter den Variationsparametern erfolgte anhand einer Darstellung von Parametern und hydrodynamischen Bewertungskriterien in Form einer Punktwolke. Der beschriebene Entwurf orientiert sich an einem konventionellen Propeller, über den experimentell ermittelte Kennwerte verfügbar sind. Das Ergebnis ist ein Propulsor, der den geforderten Schub im Bereich des untersuchten Betriebspunktes nahezu kavitationsfrei liefert. Er erfüllt die geforderten Randbedingungen bei niedrigeren Drehzahlen und weist einen gesteigerten Wirkungsgrad gegenüber dem konventionellen Propeller auf.

Der entwickelte Propulsor wurde im Modellmaßstab gebaut und untersucht. Die Validierung der Simulationen anhand der Versuchsergebnisse weist eine gute Übereinstimmung in einem weiten Fortschrittsgradbereich auf. Aufgrund der Erfahrungen an dem ersten Entwurf wurde eine zweite

Linearjetoptimierung durchgeführt. Dabei wurde im Anschluß an die Vorooptimierung die Feinoptimierung angewandt. In dieser Optimierung konnte eine weitere Verbesserung des Wirkungsgrades erzielt werden. Bestimmte Kavitationserscheinungen, die während der Experimente an der ersten Geometrie festgestellt wurden, konnten vermieden werden.

Um das Verfahren bzgl. der praktischen Anwendbarkeit zu erweitern, wäre die Integration ins Schiff durch das Optimierungsverfahren in Anschlußprojekten anzustreben. Eine erste Möglichkeit der Entwicklung in diese Richtung wäre die Berücksichtigung des inhomogenen Nachstroms. Diese würde eine Erweiterung des Optimierungsverfahrens erfordern, weil die bisher vorausgesetzte Rotationssymmetrie nicht mehr zwangsläufig dem Idealzustand entspräche. Die Berücksichtigung des Achterschiffs im Optimierungsverfahren brächte weitere geometrische Randbedingungen und Herausforderungen bzgl. der Verbindung des Propulsors mit dem Schiff mit sich. Dabei könnte eine praxistaugliche Anordnung der Antriebswelle berücksichtigt werden. Durch eine entsprechende Erweiterung des Verfahrens könnte ein weitestgehend automatisiertes Entwurfsverfahren geschaffen werden, das die baubare Geometrie eines optimierten Propulsionssystems im Hinterschiff liefert. Das Verfahren würde nicht mehr den isolierten Propulsor optimieren, sondern alle hydrodynamisch relevanten Bereiche.

Hinsichtlich des Optimierungsalgorithmus wäre eine Erweiterung der Variationsgrenzen während eines Optimierungslaufes zu empfehlen. Dadurch könnten Neustarts laufender Rechnungen mit leicht veränderten Parametergrenzen vermieden werden. Weiterhin wäre gegenüber dem bisher verwendeten einzielligen Optimierungsalgorithmus die Verwendung eines mehrzielligen zu empfehlen. Damit könnten im beschriebenen Verfahren anstelle der Zusammenzufassung zu einem Gesamtzielwert beispielsweise alle drei Zielwertanteile minimiert werden. Auf diese Weise könnten Abhängigkeiten unter den Anteilen durch das Optimierungsverfahren erkannt werden und möglicherweise insgesamt weiter verbesserte Ergebnisse erzielt werden.



# 10 Ausgewählte Symbole und Abkürzungen

## 10.1 Symbole

$\Delta p$	[Pa]	Druckdifferenz
$\Delta p/p_{stag}$	[-]	Druckdifferenz / Staudruck
$\Delta r$	[-]	Radiendifferenz / Referenzwert
$\eta, eta$	[-]	Wirkungsgrad
$\Omega$	[m <sup>3</sup> ]	Kontrollvolumen
$\rho$	[kg/m <sup>3</sup> ]	Dichte
$A$	[m <sup>2</sup> ]	Fläche
$A_a$	[m <sup>2</sup> ]	Auslauffläche
AbsPress	[Pa]	absoluter Druck
$A_e$	[m <sup>2</sup> ]	Einlauffläche
$A_e/A_a$	[-]	Flächenverhältnis Einlauf / Auslauf
$A_{ges}$	[m <sup>2</sup> ]	Gesamtfläche
$A_{kav}, A_{kav}/A_{ges}$	[-]	Kavitationsfläche / Gesamtfläche
$A_p$	[m <sup>2</sup> ]	Propellerkreisfläche
$\vec{b}$	[N/kg]	Kraftvektor pro Masseinheit
c, chord	[m]	Sehne, Sehnenlänge
$D, D_{rot}$	[m]	Rotordurchmesser
$ddth$	[-]	Einlaufradius
$\delta_{ij}$	[-]	Kroneckerdelta
$dr/dx$	[-]	lokale Steigung des lokalen Radius
$\epsilon$	[m <sup>2</sup> /s <sup>3</sup> ]	Dissipationsrate der kinetischen Energie
F	[N]	Kraft
$\Gamma$	[-]	Diffusität
$h_0$	[m]	Tauchtiefe
$k$	[m <sup>2</sup> /s <sup>2</sup> ]	Turbulente kinetische Energie
$K_Q$	[-]	Propellermomentenbeiwert
$K_T$	[-]	Propellerschubbeiwert
$\dot{m}$	[kg/s]	Massefluß
$\mu_t$	[kg/(ms)]	Wirbelviskosität
$\vec{n}$	[m]	Normalenvektor
$\phi$	[-]	Variable skalare Größe
$p_{atm}$	[Pa]	Umgebungsdruck
$p_v$	[Pa]	Dampfdruck
press	[Pa]	Druck
PressStag	[Pa]	Staudruck
Q	[m <sup>3</sup> /s]	Durchflußmenge
r	[m]	lokaler Radius
$R, R_{rot}$	[m]	Rotorradius
S	[m <sup>2</sup> ]	Randfläche eines Kontrollvolumens

$T$	[N]	Schub
$T_{ij}$	$[N/m^2]$	Spannungstensor
$t$	[s]	Zeit
$th$	[-]	Profildicke / Sehnenlänge
$\vec{v}$	[m/s]	Geschwindigkeitsvektor
$v_\infty$	[m/s]	ungestörte, parallele Anströmgeschwindigkeit
$v_A$	[m/s]	Anströmgeschwindigkeit
$v_J$	[m/s]	Strahlgeschwindigkeit
$\Omega$	$[m^3]$	Kontrollvolumen
$\omega$	$[s^{-1}]$	Winkelgeschwindigkeit, turbulente Frequenz

## 10.2 Abkürzungen

BBK	Beginn Blasenkavitation
BDSK	Beginn Druckseitenschichtkavitation
BSA	Beginn Schubabfall
BSK	Beginn Schichtkavitation
BSSK	Beginn Saugseitenschichtkavitation
BSWK	Beginn Spitzenwirbelkavitation
BWK	Beginn Wirbelkavitation
Div	Division
EXPER	Experimentell ermittelt, Modellversuche
FFDiag, FFD	Freifahrtendiagramm
<i>ges</i>	gesamt, alle vier Komponenten
Ist, Soll	Istwert (aktueller Wert), Sollwert (zu erreichender Wert)
kr, kruemm	Profilkrümmung / -wölbung
max, min	maximal, minimal
mnt	Mantel
nab	Nabe
POT	Potentialverfahren
PropMod	Propellermodell
PropModHomog	Propellermodell, homogene Schubverteilung
PropModVP	Propellermodell, virtueller Propeller
PropModZInf	Propellermodell, unendliche Flügelzahl
RANS, RANSE	Reynolds Averaged Navier-Stokes (Equation)
RANS-FrozRot	RANSE-Verfahren, quasistat. Randbed. „Frozen Rotor“
RANS-Instat	RANSE-Verfahren, instationär
rot	Rotor
rR	Dimensionsloser Radius $r/R$
sta	Stator
tan	tangential
wfakt	Profilsteigung entsprechend Faktor der tangentialen Anströmung
w,woelb	Profilwölbung / -krümmung
x0	nabennächste radiale Position / $R_{rot}$ , vordere axiale Pos. / $c$
x05	mittlere radiale Position / $R_{rot}$ , mittlere axiale Pos. / $c$
x1	flügelspitzennächste radiale Position / $R_{rot}$ , hintere axiale Pos. / $c$

# Abbildungsverzeichnis

1.1	Drucksprung nach der Impulstheorie entsprechend Carlton [2] . . . . .	7
1.2	Propulsionsgütegrad von Propulsionssystemen nach Kim [5] . . . . .	9
1.3	Prinzipskizze des Wasserstrahlantriebs nach Faltinsen [6] . . . . .	10
1.4	Idealer Strahlwirkungsgrad in Abhängigkeit vom Verlustanteil nach Allison [7] . . .	11
3.1	Der Linearjet in dreidimensionalen Ansichten: Saugseite des Rotors (links) und Druckseite (rechts) . . . . .	18
3.2	Strömungstechnisch relevante Bereiche des Linearjets . . . . .	21
4.1	Paneele an einem Profilschnitt . . . . .	26
4.2	Nachlaufpaneele und angenommene Dicke der turbulenten Grenzschicht . . . . .	26
4.3	Geschwindigkeiten am Flügelprofil, Lewis [1] . . . . .	35
4.4	Sehnenvariable $x$ . . . . .	36
4.5	Charakteristische Druckverteilung über Profilschnitt [1] und resultierender Schubfaktor (blau) . . . . .	36
4.6	Geschwindigkeitskonturen in der Auslassebene unter Verwendung des Propellermodells mit unendlich vielen Flügeln (RANSPropModZInf) . . . . .	38
4.7	Geschwindigkeitskonturen in der Auslassebene unter Verwendung des Propellermodells mit „virtuellem Propeller“ (RANSPropModVP) . . . . .	38
5.1	Geschwindigkeitskonturen und Vektoren unter Verwendung des Propellermodells mit homogener Schubverteilung und Stromlinie um die Nabe . . . . .	40
5.2	Verwendung des Propellermodells mit homogener Schubverteilung um die Ausgangsgeometrie von Mantel und Nabe . . . . .	40
5.3	Ablauf des optimierungsgestützten Entwurfsverfahrens . . . . .	41
5.4	Voroptimierung Potentialverfahren (oben) und RANSE-Verfahren (unten) . . . . .	46
5.5	Feinoptimierung RANSE-Verfahren . . . . .	47
5.6	Kräfte am Linearjet über der Iterationsnummer im Potentialverfahren . . . . .	48
5.7	Kraft an Mantel und Kavitationsflächen über der Iterationsnummer im Potentialverfahren . . . . .	48
5.8	Anteile der Zielfunktion während der Voroptimierung (Potentialverfahren) . . . . .	49
5.9	Anteile der Zielfunktion während der Voroptimierung (RANSE-Verfahren) . . . . .	49
5.10	Die Profilbasislinie in axialer Sicht . . . . .	51
5.11	Profilbasislinie im Propulsorquerschnitt . . . . .	52
5.12	Abwicklung der Profile relativ zur Profilbasislinie . . . . .	52
5.13	Eine Passage des Mantelnetzes um Rotor und Stator . . . . .	53
5.14	Geometrie einer Flügelpassage für Rechnungen mit periodischen Randbedingungen	53
5.15	Seitenansicht des Oberflächennetzes, eine Flügelpassage . . . . .	55
5.16	Eine Flügelpassage des Oberflächennetzes auf Nabe, Rotor und Stator . . . . .	55
5.17	Strategie 1 mit asymmetrischem Füllelement: Oberflächennetz um Rotoranström- kante auf der Nabe bei wenig Rotorsteigung . . . . .	56

5.18	Strategie 2 mit periodischer C-Netz-Vorderkante: Oberflächennetz um Rotoranströmkante auf der Nabe bei viel Rotorsteigung . . . . .	56
5.19	Paneele auf der Innenseite des Mantels mit Aussparung am Statoranschluss . . . . .	56
5.20	Paneele auf der Nabe mit Aussparungen am Rotor- und Statoranschluss . . . . .	56
5.21	Längsschnitt durch ein Volumennetz zur Verwendung des Propellermodells in der blau gekennzeichneten Domain . . . . .	59
5.22	Längsschnitt durch ein Volumennetz aus JR (grau) und aus ANSYS Turbo Grid: Rotor (blau), Stator (grün) zur Verwendung in einer RANS-FrozRot-Simulation . . . . .	59
6.1	Geschwindigkeitsverhältnisse und Nachlauf einer Linearjetgeometrie nach 7 Iterationen mit periodischen Randbedingungen . . . . .	61
6.2	Geschwindigkeitsverhältnisse an einer Linearjetgeometrie nach 7 Iterationen . . . . .	61
6.3	Geschwindigkeitsverhältnisse an der Rotorgeometrie nach 7 Iterationen . . . . .	62
6.4	Geschwindigkeitsverhältnisse an der Mantel- und Statorgeometrie nach 7 Iterationen . . . . .	62
6.5	Freifahrttdiagramm des potentialtheoretisch berechneten $k - \alpha$ -Düsenpropellers im Vergleich mit Experimenten . . . . .	63
6.6	Normierte Geschwindigkeiten nach der "Frozen-Rotor"-Rechnung am $k - \alpha$ -Düsenpropeller bei $J=0,7$ , Ebene 1 . . . . .	64
6.7	Normierte Geschwindigkeiten nach der "Frozen-Rotor"-Rechnung am $k - \alpha$ -Düsenpropeller bei $J=0,7$ , Ebene 2 . . . . .	64
6.10	Normierter Druck nach der „Frozen-Rotor-Rechnung“ am $k - \alpha$ -Düsenpropeller bei $J=0,7$ . . . . .	64
6.11	Normierter Druck nach der Rechnung mit Propellermodell am $k - \alpha$ -Düsenpropeller bei $J=0,7$ . . . . .	64
6.8	Normierte Geschwindigkeiten nach der "Frozen-Rotor"-Rechnung am $k - \alpha$ -Düsenpropeller bei $J=0,7$ , Ebene 3 . . . . .	65
6.9	Normierte Geschwindigkeiten nach der Rechnung mit Propellermodell am $k - \alpha$ -Düsenpropeller bei $J=0,7$ . . . . .	65
6.12	Wirbelbildung bei Verwendung des geometrischen Rotorradius=800mm, $J=0,282$ . . . . .	66
6.13	Vermeidung der Wirbelbildung bei Verwendung eines erhöhten Rotorradius=813mm, $J=0,282$ . . . . .	66
6.14	Normierte Druckverhältnisse im Rotorbereich . . . . .	66
6.15	Normierte Druckverhältnisse im Statorbereich . . . . .	66
6.16	Geschwindigkeitsverhältnisse unter Verwendung des Rotor- und Statormodells . . . . .	67
6.17	Druckverhältnisse unter Verwendung des Rotor- und Statormodells . . . . .	67
6.18	Kennwerte des gesamten Propulsors . . . . .	68
6.19	Kennwerte der einzelnen Komponenten . . . . .	68
6.20	Kavitationsflächen der Komponenten . . . . .	68
6.21	Rechendauer . . . . .	68
6.22	Verlauf der Kräfte während einer instationären RANSE-Simulation . . . . .	69
6.23	Kraftschwankung bei Variation der relativen Flügelstellung . . . . .	69
6.24	Verlauf der Sehnenlänge des Rotors in der ersten "Veroptimierung Potentialverfahren" . . . . .	77
6.25	Verlauf der Wölbung des Rotors in der ersten "Veroptimierung Potentialverfahren" . . . . .	77
6.26	Verlauf der Steigung des Rotors in der ersten "Veroptimierung Potentialverfahren" . . . . .	78
6.27	Kraft auf den Mantel, Druck in der Rotorebene und Zielwertanteil des Drucks auf den Mantel über dem Einlauf- Auslaufverhältnis . . . . .	78
6.28	Kraft auf den Mantel und Druck in der Rotorebene über der Mantelaufweitung . . . . .	79
6.29	Kraft auf den Mantel, Druck in der Rotorebene und Zielwertanteil des Drucks auf den Mantel über der Sehnensteigung an der Eintrittskante . . . . .	79
6.30	Verlauf des besten Zielwertes in der "Veroptimierung Potentialverfahren 3x3" . . . . .	80

6.31	Verlauf der Sehnenlänge des Rotors bei x1 in der "Veroptimierung Potentialverfahren 3x3"	80
6.32	Verlauf der Steigung des Rotors bei x05 in der "Veroptimierung Potentialverfahren 3x3"	81
6.33	Verlauf der Wölbung des Rotors bei x05 in der "Veroptimierung Potentialverfahren 3x3"	81
6.34	Verlauf der Sehnenlänge des Stators bei x0 in der "Veroptimierung Potentialverfahren 3x3"	82
6.35	Verlauf der Wölbung des Stators bei x1 in der "Veroptimierung Potentialverfahren 3x3"	82
6.36	Verlauf des besten Zielwertes in der "Veroptimierung RANSE-Verfahren"	83
6.37	Verlauf des Einlaufradius des Mantels in der "Veroptimierung RANSE-Verfahren"	83
6.38	Verlauf der maximalen Manteldicke in der "Veroptimierung RANSE-Verfahren"	84
6.39	Verlauf der Steigung der Mantelsehne am Einlauf in der "Veroptimierung RANSE-Verfahren"	84
6.40	Verlauf des Einlauf- Auslaufverhältnisses in der "Veroptimierung RANSE-Verfahren"	85
6.41	Verlauf des Einlauf- Auslaufverhältnisses in einer anschließenden "Veroptimierung RANSE-Verfahren"	85
6.42	Verlauf des besten Zielwertes in der "Veroptimierung Potentialverfahren"	86
6.43	Verlauf der Sehnenlänge des Rotors bei x05 in der "Veroptimierung Potentialverfahren"	86
6.44	Verlauf der Sehnenlänge des Rotors bei x1 in der "Veroptimierung Potentialverfahren"	87
6.45	Verlauf der Wölbung des Rotors bei x05 in der "Veroptimierung Potentialverfahren"	87
6.46	Verlauf der Sehnenlänge des Stators bei x0 in der "Veroptimierung Potentialverfahren"	88
6.47	Verlauf der Wölbung des Stators bei x05 in der "Veroptimierung Potentialverfahren"	88
7.1	Zeichnung des Linearjets LV4	91
7.2	Linearjet LV4 in der Schlepprinne	91
7.3	Einlaufbereich des Linearjets LV4 im Kavitationstunnel	92
7.4	Austrittsbereich des Linearjets LV4 im Kavitationstunnel	92
7.5	Versuchsaufbau in der Schlepprinne	93
7.6	Freifahrtkennlinien, Schlepprinne	95
7.7	Freifahrtkennlinien, Variation Wellenneigung	96
7.8	Freifahrtkennlinien, Vgl. Kavitationstunnel und Schlepprinne	97
7.9	Freifahrtkennlinien, Einfluß des Spaltes Rotor-Mantel	98
7.10	Freifahrtkennlinien, Kavitationstunnel	99
7.11	Kavitationseinsatz an Rotor und Mantel	99
7.12	Kavitationseinsatz am Stator	100
7.13	Kavitationseinsatz am LV4	100
7.14	Skizze des Beginns der Spitzenwirbelkavitation (BSW) an der Saugseite (SS) des Rotors	101
7.15	Skizze des Beginns der Saugseitenkavitation (BSSK) am Rotor	101
7.16	Skizze des Beginns der Spitzenwirbelkavitation (BSW) an der Saugseite (SS) des Rotors	101
7.17	Skizze des Beginns der Wirbelkavitation (BWK) an der Saugseite (SS) des Stators	101
7.18	Spitzenwirbelkavitation am Rotor, $J = 1,61$	102
7.19	Saugseitenkavitation am Rotor, $J = 1,61$	102
7.20	Saugseitenkavitation am Stator, $J = 1,61$	102
7.21	Ausgebildete Spitzenwirbelkavitation im Austrittsbereich, $J = 1,61$	102

7.22	Ausgebildete Spitzenwirbelkavitation im Austrittsbereich, $J = 1,61$ . . . . .	103
7.23	Blasen kavitation am Mantel aussen, $J = 1,61$ , $\sigma_n = 3.054$ . . . . .	103
8.1	Einfluß der geometrischen Modifikationen und Maßstabseffekt . . . . .	105
8.2	Konturen des dimensionslosen Drucks auf allen Komponenten der Geometrie #101 . . . . .	106
8.3	Konturen des dimensionslosen Drucks auf allen Komponenten der Geometrie #522 . . . . .	106
8.4	Freifahrt diagramm zum Vergleich der RANSE-Simulationen der modifizierten Geometrie im Modellmaßstab mit Meßwerten (EXPER) . . . . .	107
8.5	Freifahrt diagramm zum Vergleich der RANSE-Simulationen mit korrigierten Meßwerten (EXPER) . . . . .	108
8.6	Tangentiale Geschwindigkeitskomponenten des Linearjets #101 am Auslass . . . . .	109
8.7	Tangentiale Geschwindigkeitskomponenten des Linearjets #522 am Auslass . . . . .	109
8.8	Konturen des dimensionslosen Drucks auf dem Mantel der Geometrie #101 . . . . .	110
8.9	Konturen des dimensionslosen Drucks auf dem Mantel der Geometrie #522 . . . . .	110

# Literaturverzeichnis

- [1] E.V. Lewis. *Principles of Naval Architecture, Resistance, Propulsion and Vibration*, volume II. Society of Naval Architects and Marine Engineers, 1988.
- [2] J.-S. Carlton. *Marine Propellers and Propulsion*. Butterworth-Heinemann, Oxford, 1994.
- [3] H.E. Dickmann and J. Weissinger. Beitrag zur Theorie optimaler Düsenschauben. In *Jahrbuch der Schiffbautechnischen Gesellschaft*. 1955.
- [4] M. Schmiechen. Rationale Modelle idealer Propeller endlicher Belastung. *Schiffstechnik*, Band 25, 1978.
- [5] K.-H. Kim. Waterjet Propulsion for High-Speed Naval Ships. In *Advanced Naval Propulsion Symposium*, Arlington (Ballston), October 2006.
- [6] O.-M. Faltinsen. *Hydrodynamics of High-Speed Marine Vehicles*. Cambridge University Press, UK, 2005.
- [7] J. Allison. Marine Waterjet Propulsion. *SNAME Transactions*, 101:275–335, 1993.
- [8] D. Jürgens and H.-J. Heinke. Untersuchung tiefgetauchter Waterjets. *Jahrbuch der Schiffbautechnischen Gesellschaft*, 2006.
- [9] H.-J. Heinke and K. Hellwig. Tiefgetauchter Waterjet - Entwicklungsstand und Ausblick. *Marine Forum*, 12, 2005.
- [10] J.E. Kerwin. Hydrodynamic issues in waterjet design and analysis. Presentation, Office of Naval Research, 26th Symposium on Naval Hydrodynamics, Rome, Italy, September 2006.
- [11] S. Brewton. Performance predictions of a waterjet rotor and rotor/stator combination using rans calculations. Technical report, Office of Naval research, 26th Symposium on Naval Hydrodynamics, Rome, Italy, September 2006.
- [12] S. A. Kinnas, H. Lee, H. Gu, and Y. Deng. Prediction of Performance and Design via Optimization of Ducted Propellers Subject to Non-axisymmetric Inflows. *Trans. Society of Naval Architects and Marine Engineers*, 113, 2005.
- [13] C. Pashias and S.R. Turnock. Hydrodynamic design of a bi-directional, rim-driven ducted thruster suitable for underwater vehicles. Ship science report no.128, University of Southampton, Southampton, September 2003.
- [14] J. Hundemer, B. Naujoks, T. Hachmann, and M. Abdel-Maksoud. Auslegung von Schiffspropellern mit evolutionären Algorithmen. *Jahrbuch der Schiffbautechnischen Gesellschaft*, 2006.
- [15] C. Thieme, C. Jürgens, and K. Delius. Antriebsysteme für flachgehende Hochgeschwindigkeitsfahrzeuge. Technical Report 44/94, JAFO Technologie Hamburg, Hamburg, März 1994.
- [16] J.N. Newman. *Marine Hydrodynamics*, volume III. The MIT Press, 1980.



- [17] J. Katz and A. Plotkin. *Low-Speed Aerodynamics*, volume II. Cambridge University Press, 2001.
- [18] M. Steden, J. Hundemer, S.-B. Müller, and M. Abdel-Maksoud. Geometrische Parametrisierung und Untersuchung der Umströmung von aus Mehrkomponenten bestehenden Schiffsantrieben. In *Jahrbuch der Schiffbautechnischen Gesellschaft*. 2007.
- [19] J. Ferziger and M. Perić. *Computational Methods for Fluid Dynamics*. Springer-Verlag, Berlin, 1997.
- [20] AEA Technology. ANSYS CFX, Release 11.0. User documentation, 2006.
- [21] S.-B. Müller, M. Steden, J. Neugebauer, M.F. El-Haddad, and M. Abdel-Maksoud. Comparing a propeller model with a rotating propeller in a cfd-simulation of the viscous flow around a ship. In *8th Numerical Towing Tank Symposium*, Le Croisic, France, 2006.
- [22] M. Abdel-Maksoud. Wechselwirkung zwischen Schiff und Propeller als Entwurfsaufgabe. In *Georg-Weinblum-Gedächtnis-Vorlesung*, Berlin, Germany, 2006.
- [23] C. Kruppa. Methodical cavitation test on blade sections. Three component forces and cavitation patterns. Technical Report 115, Vosper, 1963.
- [24] A. Tide. Validierung zweier Methoden zur Berechnung der Umströmung von ummantelten Propellern. Studienarbeit Nr.L-013/2007, Institut für Schiffstechnik und Transportsysteme, Universität Duisburg-Essen, 2007.
- [25] I. Gerdes, F. Klawonn, and R. Kruse. *Evolutionäre Algorithmen*. Vieweg+Teubner Verlag, Wiesbaden, 2004.
- [26] B. Naujoks, M. Steden, S.-B. Müller, J. Hundemer, and M. Abdel-Maksoud. Optimisation of a Linear Jet Propeller Blade. In P. Neittaanmäki, J. Périaux, and T. Tuovinen, editors, *Evolutionary Methods for Design, Optimization and Control*. CIMNE, Barcelona, Spain, 2007.
- [27] B. Naujoks, M. Steden, S.-B. Müller, and J. Hundemer. Evolutionary Optimization of Ship Propulsion Systems. In *Congress on Evolutionary Computation (CEC 2007)*, Singapore. IEEE, 2007.
- [28] G. Vetter. *Verdichter-Handbuch*, volume 1. Vulkan Verlag, Essen, 1990.
- [29] M.T. Gresh. *Compressor performance: selection, operation, and testing of axial and centrifugal compressors*. Butterworth-Heinemann, Boston, 1991.
- [30] K.C. Wilson, G.R. Addie, and R. Clift. *Slurry Transport Using Centrifugal Pumps*. Springer-Verlag, Heidelberg, 1992.
- [31] I.H. Abbott and A.E. von Doenhoff. *Theory of Wing Sections*, volume II. Dover Publications, Inc., 1959.
- [32] M. Schmiechen and A. Kracht. Erweiterung der D-Serie: Breite, schnelle Zweischaubenschnitte. Abschlußbericht Nr.: 1267/96, Versuchsanstalt für Wasserbau und Schiffbau, Berlin, April 1996.
- [33] M.W.C. Oosterveld. *Wake Adapted Ducted Propellers*. H.Veenman & Zonen N.V. - Wageningen, Niederlande, 1970.
- [34] M. Abdel-Maksoud and H.-J. Heinke. Scale effects on ducted propellers. In *24th Symposium on Naval Hydrodynamics*, Fukuoka, Japan, 2002.